TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA — MAJ 1937 r. Nr. 5

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

DO CZYTELNIKÓW

Od chwili, gdy Techniczne Nowości Lotnicze stały się organem Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, minął już dość długi okres czasu, który pozwolił nam na zdobycie pewnych doświadczeń i na wytknięcie kierunku, w jakim powinien następować dalszy rozwój naszego pisma. Sprawom tym poświęcamy niniejszy wstęp.

Zadaniem miesięcznika, reprezentującego polską technikę lotniczą, jest informowanie o najnowszych postępach techniki lotniczej ze szczególnym uwzględnieniem warunków polskich. Temu celowi służą zarówno artykuły o charakterze specjalnym, przeznaczone jedynie dla studiujących pewną gałąź wiedzy lotniczej, jak i bardziej popularnym; te ostatnie mogą być czytane z pożytkiem nietylko przez inżynierów lotniczych, stojących zdala od danej specjalności, ale i przez czytelników o niższym poziomie przygotowania naukowego, których udział w prenumeracie T. N. L. jest dość znaczny.

W obecnej swej postaci, coraz lepiej przystosowanej do spełniania wyżej określonych zadań, pismo nasze zawiera prace oryginalne, podające oświetlenie zagadnień, aktualnych dla naszej techniki lotniczej. Prowadzenie działu prac oryginalnych zależy w dużej mierze od prac Komisji Odczytowej Z. P. I. L.; urzeczywistniany przez nią program odczytów ma za zadanie poruszanie najżywotniejszych dla naszego lotnictwa zagadnień. Większość odczytów jest następnie drukowana na łamach T. N. L. Niezależnie od tego Redakcja na własną rękę dąży do poruszenia pewnych ważnych tematów; w związku z tym moliwe jest odwrócenie ról, a to w tych wypadkach, gdy, jak to się już parę razy zdarzyło, napisane dla T. N. L. prace, stają się następnie tematem odczytów.

Prowadzona przez nas działalność jest również w dużej mierze wynikiem doświadczenia, zdobytego podczas wydawania T. N. L. w ich dawnej powielanej postaci (łącznie 25 zeszytów, wydanych w latach 1933—1935). Doświadczenie to nakazuje nam w dalszym ciągu usilnie korzystać z literatury lotniczej zagranicznej przez podawanie tłomaczeń najwartościowszych artykułów i śledzenie w ten sposób za zdobyczami techniki zagranicznej, których znajomość jest jednym z najważniejszych warunków szybkiego rozwoju naszego lotnictwa.

Całości naszego pisma dopełniają obecnie działy Kroniki Z. P. I. L., Wiadomości Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych oraz dział, poświęcony omawianiu nowych wydawnctw.

Prowadzenie i rozszerzanie wymienionych działów nie wyczerpuje całokształtu zadań, stojących przed naszym pismem. Celem zaradzenia istniejącym brakom zamierzamy w niedługim czasie rozpocząć prowadzenie przeglądów: nowego sprzętu lotniczego oraz prasy lotniczej. Zdając sobie sprawę z konieczności stworzenia tych dwóch działów, uważamy jednocześnie, że powinny być one prowadzone dobrze lub wcale. Oznacza to, że przegląd sprzętu powinien objąć wszystkie w miarę możności wytwórnie, zaś przeglądowi prasy należy nadać równie wyczerpujący charakter przez oparcie go o wszystkie ważniejsze pisma lotnicze. Oczywistą konsekwencją wprowadzenia nowych działów stałoby się oczywiście znaczne powiększenie objętości T. N. L. Ten i inne warunki, konieczne dla spełnienia podanych zamierzeń, dadzą się przeliczyć na odpowiednio wysokie wymagania pieniężne, trudność zaspokojenia których jest ostateczną przyczyną niedość szybkiego rozwoju T. N. L.

W danej chwili nie możemy ściśle podać czytelnikom, w jakich terminach nastąpi dalszy rozwój T. N. L. w wyżej nakreślonych kierunkach, z całą pewnością natomiast możemy im obiecać, że rozwój taki nastąpi i to prawdopodobnie w niedługim czasie. Do optymizmu tego nastrajają nas starania, prowadzone z dużymi widokami powodzenia przez Zarząd Z. P. I. L. u władz lotniczych, oraz stały wzrost poparcia, okazywanego nam ze strony przemysłu lotniczego. Widomym wynikiem tego poparcia jest stały wzrost objętości T. N. L. i znaczna poprawa szaty zewnętrznej.

Reasumując, pragniemy stwierdzić, że pismo nasze daje na razie czytelnikom maksymum tego, na co pozwalają obecne skromne fundusze i szczupły sztab współpracowników. Dotychczasowy stały a tak trudny w obecnych warunkach rozwój T. N. L. zapewnia powodzenie naszym dalszym zamierzeniom rozwojowym i pozwala ostatecznie liczyć na stworzenia pisma, w pełni zadośćczyniącego coraz poważniejszym wymaganiom, stawianym przez naszą technikę lotniczą.

REDAKCJA.

NOWE METODY OBLICZEŃ KADŁUBÓW SKORUPOWYCH

Inż. PIOTR BIELKOWICZ

(Dokończenie)

6. Działanie sił tnących

Rozważmy teraz działanie sił tnących, traktując je niezależnie od gięcia kadłuba.

a) Dopóki w żadnym punkcie przekroju naprężenie ścinające τ nie przekroczy wartości krytycznej, powodującej sfalowanie ukośne blachy pokrycia, pokrycie zachowuje stateczność i przenosi całkowitą siłę tnącą bez udziału zetowników. Rola zetowników i ram sprowadza się do podniesienia granicy τ_{Kr}. Zakładamy, że ramy są bardzo sztywne, co jest spełnione tylko w przybliżeniu. Pod działaniem sił tnących następuje pionowe przesunięcie przekroju przy jednej ramie względem przekroju przy drugiej, odległego o $l = 500$ mm.

Niech wartość tego przesunięcia wynosi h w kierunku pionowym; h jest wspólne dla wszystkich punktów przekroju. Rozkładamy to przesunięcie na kierunki normalny i styczny do pokrycia. Składowe oznaczamy jako y_r i y_α (rys. 15) Tylko składowa styczna $y_\alpha = h \cdot \sin\alpha$ wywoła naprężenie tnące w blasze

$$\tau_\alpha = \frac{y_\alpha}{l} \cdot G = G \cdot \frac{h}{l} \cdot \sin\alpha$$

Wytniemy element przekroju pokrycia

$$dF = \delta \cdot r \cdot d\alpha$$

Elementarna siła tnąca przypadająca na ten element

$$dQ_s = \tau_\alpha \cdot dF = \frac{G}{l} h \cdot \delta r \cdot \sin\alpha \cdot d\alpha.$$

Składowa pionowa tej siły wynosi

$$dQ = dQ_s \sin\alpha = \frac{G}{l} h \cdot \delta \cdot r \cdot \sin^2\alpha \cdot d\alpha.$$

Całkując wzdłuż całego obwodu otrzymamy całkowitą siłę tnącą

$$Q = 4\int_0^{\frac{\pi}{2}} dQ$$

Jeżeli mamy 2 krzywizny na przekroju, zaś kąt ψ wyznacza strefę o krzywiźnie r to

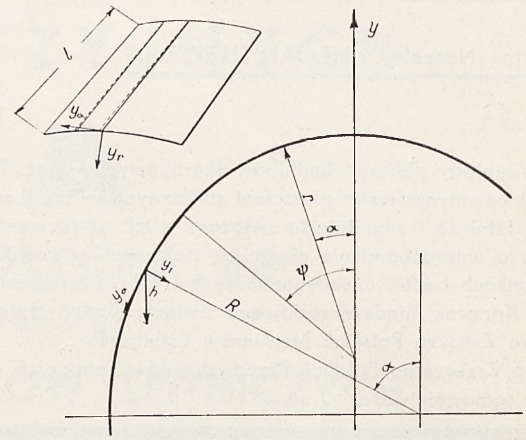
$$Q = 4 \cdot \left[\int_0^{\psi} dQ + \int_{\psi}^{\frac{\pi}{2}} dQ\right]$$

$$Q = \frac{G}{l} h \cdot \delta\left[r\int_0^{\psi}\sin^2\alpha\, d\alpha + R\int_{\psi}^{\frac{\pi}{2}}\sin^2\alpha\, d\alpha\right]$$

G = moduł sprężystości na ścinanie = 270000 kg/cm² dla duralu.

Przy podanych wyżej wymiarach kadłuba mamy:

$$Q = 125100 \text{ kg/cm} \;.\; h.$$



Rys. 15.

Więc w każdym punkcie przekroju

$$\tau = \frac{G}{l} \cdot \frac{Q}{125100} \sin\alpha = 0{,}0432.\ \sin\alpha \quad . \quad . \quad (2)$$

na osi obojętnej $\alpha = \frac{\pi}{2}$

$$\tau_{\frac{\pi}{2}} = 0{,}0432.\ Q.$$

b) Na podstawie podanych wyżej wzorów ustalamy wartość naprężeń krytycznych w każdej strefie pokrycia:

dla $R = 98{,}2$ cm. $\tau_{Kr} = 1{,}97$ kg mm.² [1])

dla $r = 71{,}4$ cm. $\tau_{Kr} = 2{,}18$ kg/mm.²

Zapomocą wzoru (2) stwierdzamy, że obciążenie krytyczne 1,97 kg/mm² zostaje osiągnięte na osi obojętnej przekroju po przekroczeniu obciążenia $Q = 4560$ kg. Przy dalszym wzroście siły tnącej następuje częściowa utrata stateczności w strefach pokrycia przylegających do osi obojętnej. Wskutek powstania fal pokrycie przenosi tu tylko naprężenia normalne rozciągające wzdłuż fali. Oznaczamy kąt nachylenia fal do osi poziomej przez φ. W obliczeniach założyłem $\varphi = 30^\circ$, co potwierdziła późniejsza próba.

W strefach sfalowanych siła tnąca jest przenoszona teraz jako suma składowych pionowych sił normalnych w blasze. Jeżeli naprężenie rozrywające w blasze jest σ i działa pod kątem φ, to odpowiadające mu naprężenie tnące w przekroju pionowym byłoby $\tau = \frac{1}{2}\sigma.\sin 2\varphi$ . . . (3)

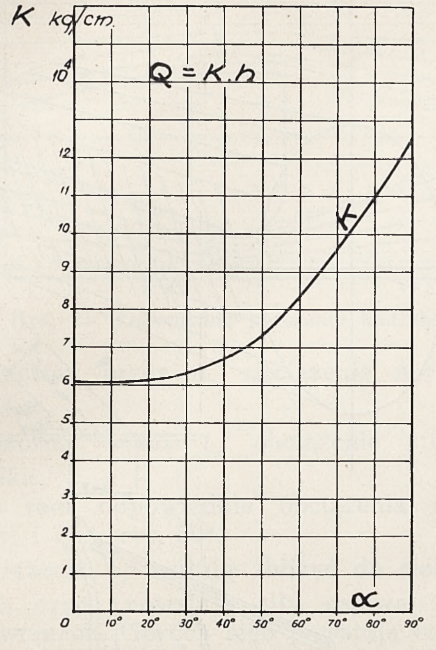
(por. Timoszenko „Kurs wytrzymałości"). τ' możemy przedstawić, jak poprzednio, jako funkcję liniową h, wprowadzając zamiast modułu G, zredukowany moduł na ścinanie = G_1

$$G_1 = \frac{E.\sin^2 2\varphi}{4} = 131000 \text{ kg/cm}^2. \quad ^{2})$$

$$\tau' = \frac{G_1 h}{l} \cdot \sin\alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (4)$$

---

[1]) [2]) Wzory zaczerpnięte z artykułów w „Lufo" 1935 r., „Journal of Aer. Soc." 1936, i „Technika Wordusznago Flota" 1935.



Rys. 16.

Ze wzorów (3) i (4) możemy wyznaczyć σ rozrywające wzdłuż fali

$$\sigma = \frac{2h \cdot G_1}{l \cdot \sin 2\varphi} \cdot \sin\alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (5)$$

Przy danym obciążeniu Q możemy podzielić przekrój kadłuba na 2 strefy:

1) w strefie wyznaczonej przez kąty $\alpha = 0$ i $\alpha = \alpha_1$, pokrycie zachowuje stateczność na ścinanie. Naprężenie tnące w każdym punkcie tej strefy wyznaczamy zapomocą wzoru

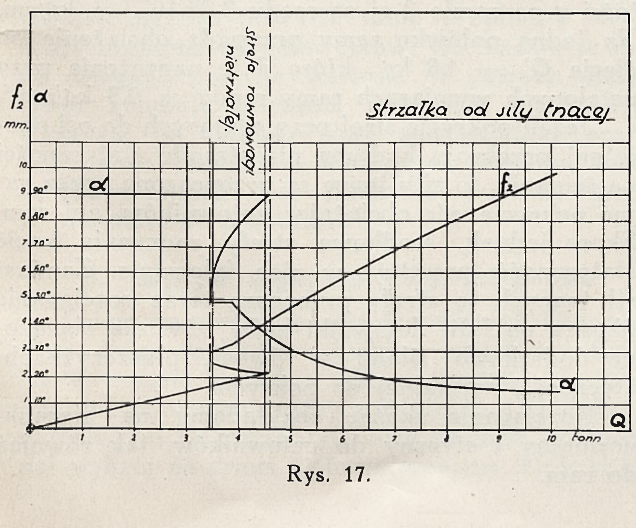
$$\tau = \frac{G.h}{l} \cdot \sin\alpha \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (6)$$

Siła tnąca przenoszona przez strefy stateczne wyniesie

$$Q_1 = 4 \int_0^{\alpha_1} d\,Q_1.$$

$$dQ_1 = \frac{G}{l} h \cdot \delta \cdot r \cdot \sin^2\alpha \cdot d\alpha \qquad \text{gdzie } r$$

przybiera wartości odpowiadające krzywiźnie na danej strefie.



Rys. 17.

2) W strefie niestatecznej na ścinanie gdzie $\alpha > \alpha_1$ mamy elementarną siłę pionową

$$dQ_2 = \tau' \cdot \sin\alpha \cdot R \cdot d\alpha = \frac{G_1 h \cdot R \cdot \delta}{l} \cdot \sin^2\alpha \cdot d\alpha$$

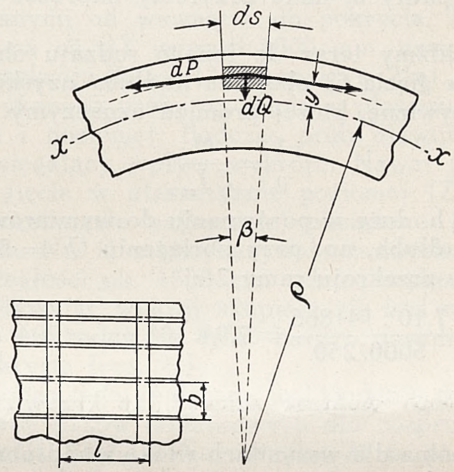
Siła tnąca przenoszona przez strefy niestateczne wyniesie

$$Q_2 = 4. \int_{\alpha_1}^{\frac{\pi}{2}} dQ_2$$

Całkowita siła tnąca $Q = Q_1 + Q_2$.

Podstawiając wartości Q_1 i Q_2 możemy rozwiązać równanie względem h

$$h = \frac{Q \cdot l \cdot (F\alpha_1)}{\delta} \quad . \quad . \quad . \quad . \quad . \quad (7)$$



Rys. 18.

Podstawiając znalezioną wartość h do wzorów (6) i (5), znajdziemy odpowiednio wartość naprężenia tnącego w strefie statecznej i naprężenia rozrywającego w strefie niestatecznej na ścinanie.

Dla każdego obciążenia możemy ustalić z równania (7) spółczynnik zależności liniowej między Q i h (rys. 16) $Q = kh$

$$k = \frac{\delta}{l \cdot F(\alpha_1)}$$

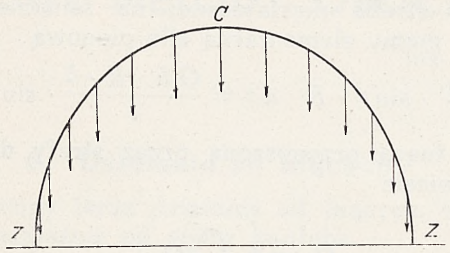
Wykreślamy k w funkcji α_1; dla każdego α_1 możemy wyznaczyć odpowiednie Q, zakładając, że na granicy strefy statecznej $\tau = \tau_{Kr}$. Mając ten wykres, możemy dla każdej wartości Q wyznaczyć h, co pozwala obliczyć naprężenia w dowolnym punkcie przekroju. Znając przesunięcie pionowe jednej ramy względem drugiej, wyznaczamy strzałkę kadłuba od siły tnącej czyli przesunięcie ramy 7-ej względem 1-ej.

$$f_2 = 6\,h$$

Na wykresie (rys. 17) ujawnia się obszar równowagi nietrwałej zawarty w granicach

$$3400 < Q < 4600 \text{ kg}.$$

W granicach tego obszaru może zajść przeskok z jednej gałęzi krzywej na drugą. Przeskok ten ujawnia się jako nagły wzrost strzałki. Potem zaś kadłub pracuje w dalszym ciągu mając zmniejszoną sztywność na ścinanie.



Rys. 19.

7. Praca ram i zetowników

Podczas gięcia kadłuba zetowniki przenoszą przypadające na ich pola przekrojów siły normalne. Pomijamy narazie wpływ siły ściskającej zetownik na zwiększenie jego krzywizny, gdyż z obliczeń wypadły b. małe przyrosty naprężeń z tego powodu.

Przejdźmy teraz do innego rodzaju obciążeń. Wskutek gięcia oś obojętna kadłuba uzyskuje pewną krzywiznę, której promień oznaczymy jako ρ

$$\frac{1}{\rho} = \frac{M}{E I_{zz}}$$

ρ jest b. duże w porównaniu do wymiarów przekroju kadłuba, np. przy obciążeniu $Q = 5000$ kg mamy w przekroju ramy 2-ej

$$\rho = \frac{7.10^5 .\, 141866}{5000 .\, 250} = 7{,}94 .\, 10^4 \text{ cm} = 794 \text{ m}.$$

Wobec tego możemy założyć, że krzywizna $\frac{1}{\rho}$ jest wspólna dla wszystkich włókien kadłuba w danym przekroju.

Rozważmy włókno o przekroju df odległe o y od osi obojętnej. Elementarna siła osiowa w tym włóknie

$$dP = \frac{M}{I_{zz}} .\, y .\, df = \frac{E}{\rho} y .\, df$$

Siła dP ma składową pionową wskutek krzywizny włókna w płaszczyźnie pionowej (rys. 18). Nazwijmy tę składową dQ.

$$dQ = \beta \; dP \qquad \beta = \frac{ds}{\rho}$$

$$dQ = \frac{E}{\rho^2} \cdot y .\, df .\, ds$$

Weźmy $ds = 1$ cm, jako włókno zaś pasek o szerokości 1 cm

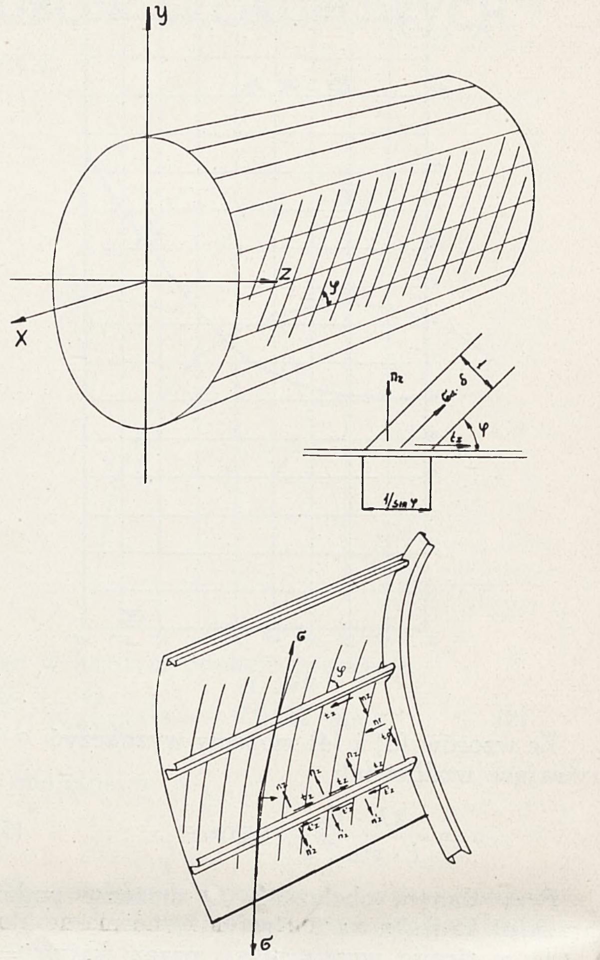
$$df = \delta .\, 1 .$$

Otrzymamy wówczas ciśnienie na jednostkę powierzchni pokrycia; oznaczmy to ciśnienie jako p_0

$$p_0 = \frac{E}{\rho^2} .\, \delta\, y = \left(\frac{M}{I_{zz}}\right)^2 \cdot \frac{\delta\, y}{E} \quad . \; . \; . \quad (8)$$

Obciążenie to jest przenoszone częściowo bezpośrednio na ramy, częściowo zaś za pośrednictwem zetowników tak, że ostatecznie ramy przyjmują całość tego obciążenia. Zetowniki przenosząc te obciążenia na ramy są gięte w płaszczyźnie pionowej.

Na przykład przy obciążeniu kadłuba siłą $Q = 3000$ kg., w przekroju przy ramie 2, mamy



Rys. 20.

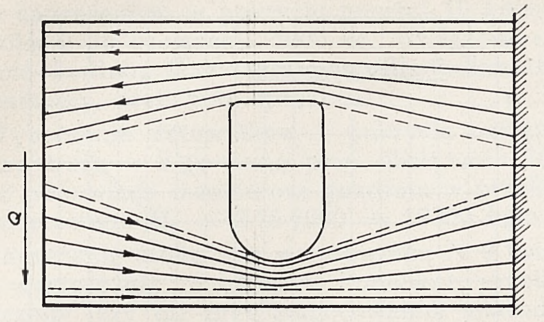
wartość maksymalną ciśnienia $p_0 = 3{,}53 .\, 10^{-4}$ kg/cm^2. Przy rozstawieniu ram $l = 50$ cm, mamy obciążenie na 1 zetownik $Q_n \cong 0{,}21$ kg. Obciążeń tych możemy nie uwzględniać. Na 1 cm obwodu ramy w jej części górnej przypada obciążenie $q = p_0 l$. Rozkład tych obciążeń jest przedstawiony na rysunku 19.

Przy obliczeniu q uwzględniamy tę okoliczność że blacha pracuje tylko paskami, wobec czego we wzorze (8) należy brać zredukowaną wartość momentu bezwładności I_z, oraz zredukowaną grubość blachy δ z uwzględnieniem zetowników.

Na przykład dla obciążenia $Q = 5500$ kg, wartości q na ramie 2-ej są rzędu $3{,}34 .\, 10^{-4}\, y$. kg/cm. Na jedną połówkę ramy przypada obciążenie od gięcia $Q' = 4{,}8$ kg., które daje naprężenia przy ustalonych wymiarach ramy rzędu $\pm\, 0{,}5$ kg/mm^2.

Jeżeli pokrycie stref przylegających do osi obojętnej przekroju kadłuba nie straciło stateczności na ścinanie, to siły tnące są przenoszone przez samo pokrycie, nie obciążając zetowników, ani ram. Skoro jednak, środkowe strefy zaczynają tracić stateczność, powstaje w nich falowanie. Zamiast sił tnących te strefy przenoszą teraz rozciąganie ukośne po fali. Zetowniki będą wówczas obciążone dodatkowo siłami w dwóch płaszczyznach: stycznej i normalnej do pokrycia.

Rozciąganie ukośne rozkładamy na kierunki normalny i styczny do zetowników, jak również do ram.



Rys. 21 (Odwrócone położenie kadłuba).

Oznaczmy przez n_z obciążenie normalne do zetownika.

Oznaczmy przez t_z obciążenie styczne do zetownika.

Dla ram odpowiednie obciążenia oznaczmy przez n_r i t_r (rys. 20).

Obciążenia n_r usiłują zbliżyć do siebie ramy, wskutek czego powstają siły osiowe ściskające w zetownikach. Oprócz tego powstają osiowe siły w zetownikach wskutek różnicy obciążeń stycznych t_z, pochodzących od górnej i dolnej strefy przylegającej do zetownika. Jednocześnie zetownik jest obciążony prostopadle do swej osi przez różnice obciążeń normalnych n, pochodzących od dwóch sąsiednich stref przedzielonych zetownikiem. Obciążenia normalne do zetowników wywołują odpowiednie reakcje na ramach.

Zbadamy teraz obciążenia normalne do pokrycia. Po sfalowaniu blachy włókna rozciągane leżą na powierzchni walcowej, tworząc z zetownikami kąt φ. Łatwo jest obliczyć krzywiznę tych włókien. Rozciągane włókno wywiera ciśnienie na pokrycie. Ciśnienie to jest skierowane do wewnątrz przekroju (por. rys. 20). Jeżeli krzywizna włókna jest ρ, to wartość tego ciśnienia będzie

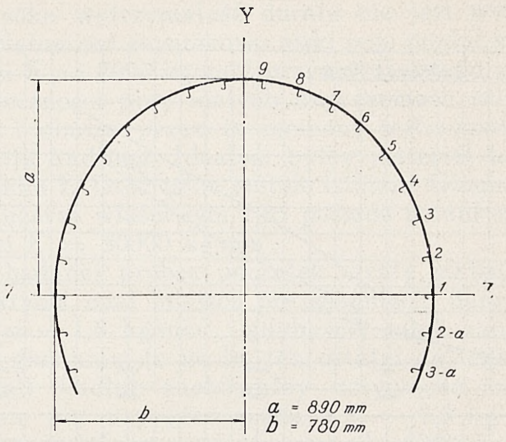
$$p_0 = \sigma . \delta . \frac{1}{\rho}$$

gdzie σ jest naprężeniem rozciągającym po fali. Ciśnienia te przez zetowniki i pokrycie przenoszą się na ramy. Możemy je potraktować jako ciągłe.

Tak więc w granicach stref niestatecznych na ścinanie występuje ciągłe obciążenie ram $q = p.l$, normalne do pokrycia. Oprócz tego w płaszczyźnie stycznej do pokrycia rama przyjmuje obciążenia skupione od zetowników. Obciążenia te mogą osiągnąć znaczną wartość. W ramach niniejszego artykułu pomijam dokładną analizę tych obciążeń, co stanowi treść samodzielnej pracy. Pominąłem również w niniejszym artykule analizę pracy kadłuba na skręcanie oraz na gięcie w płaszczyźnie poziomej.

8. Wpływ wykroju i wyniki próby

Celem sprawdzenia metody obliczeń i uzyskanych drogą rachunku wartości naprężeń i strzałek wykonano kadłub o stałym przekroju, i o wymiarach podanych wyżej w części 3. Kadłub ten jednak tym się różnił od teoretycznego, że posiadał wykrój na drzwi z obramowaniem. Wykrój był



Rys. 21a.

kompensowany dodatkowymi pasami blachy, przynitowanymi od wewnątrz do pokrycia. Rzut wykroju na oś OY wynosił 1000 mm, przy wysokości przekroju 2a = 1780 mm (rys. 21a).

Wykonano próby na gięcia w płaszczyźnie pionowej i poziomej. Podczas prób ujawnił się daleko sięgający wpływ wykroju. Nawet przy próbach gięcia w płaszczyźnie poziomej (ZZ) włókna teoretycznie najbardziej obciążone (przy zetowniku Nr. 1) nie wykazywały żadnych naprężeń w odległości ok. 1500 mm od osi wykroju. Linie sił opływając wykrój skupiają się nad nim i pod nim i rozchodzą się tylko bardzo powoli na resztę pokrycia (rys. 21).

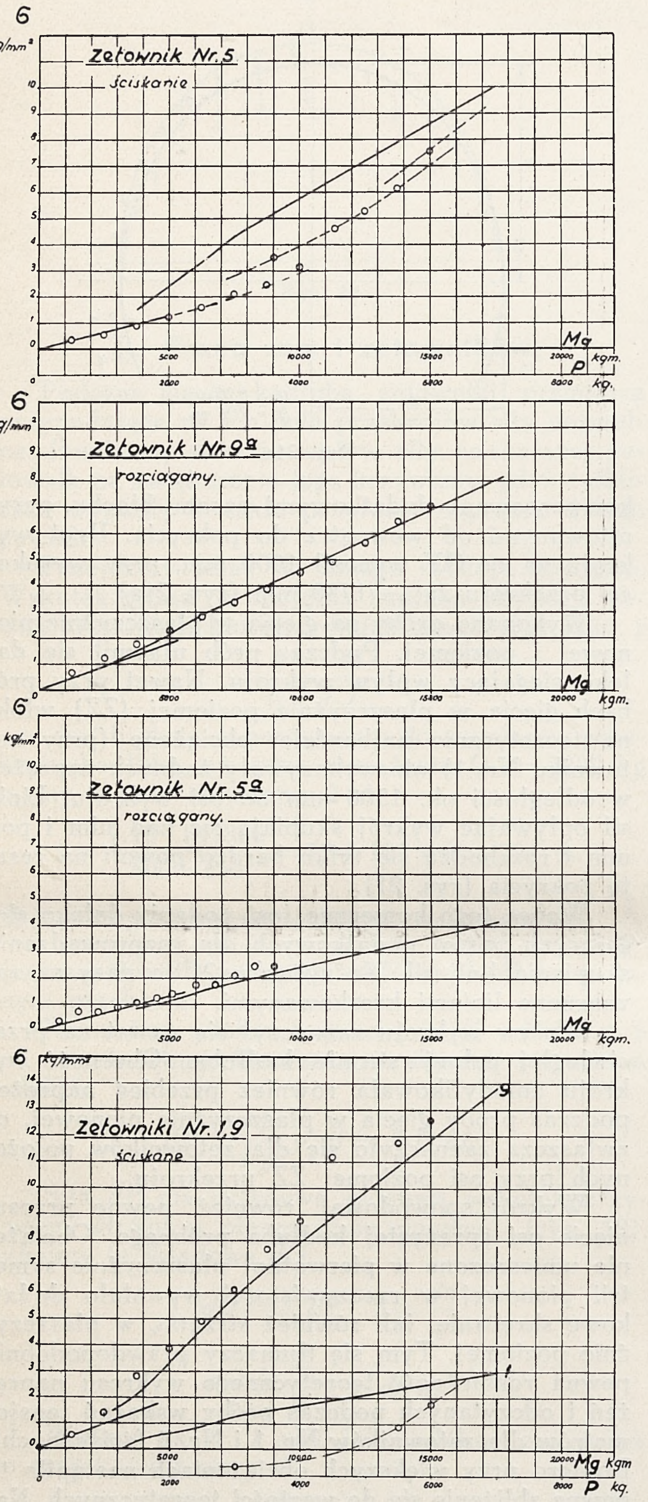
Wobec tego konieczne jest dodanie daleko sięgających pasów dodatkowych dla rozprowadzenia skupienia linii sił. Na rysunku 21 te pasy są zaznaczone liniami kreskowanymi.

Wpływ wykroju zaznaczył się nawet na przeciwległej pełnej stronie kadłuba. Obecność wykroju zmodyfikowała również przebieg naprężeń podczas próby gięcia w płaszczyźnie pionowej, co zwłaszcza zaznaczyło się dla zetowników położonych przy osi poziomej ZZ przekroju.

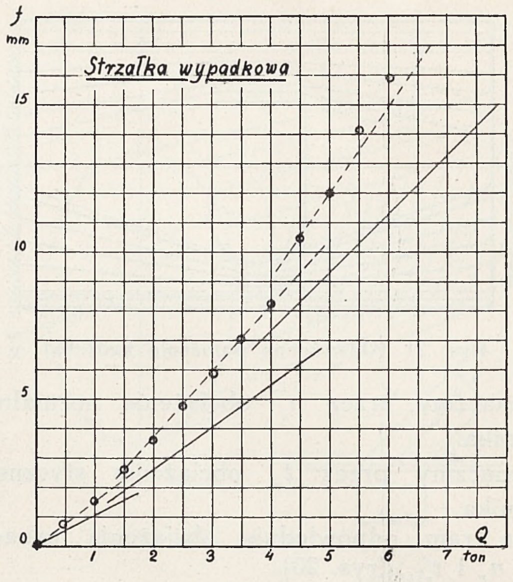
Wykrój spowodował również pewne przesunięcie osi sprężystej kadłuba próbnego. Obciążenie umieszczone w pierwotnej płaszczyźnie symetrii pionowej w rzeczywistości wywołało dodatkowe skręcanie, jak również strzałkę w płaszczyźnie poziomej. Tym się tłumaczy prawdopodobnie pewna rozbieżność teoretycznego wykresu naprężeń i odczytanych podczas próby wskazań tensjometrów dla zetowników Nr. 1 i Nr. 5 (ściskanych). Dopiero przy większych obciążeniach nastąpiło tu pewne zbliżenie się do wartości teoretycznych. Natomiast charakter przebiegu naprężeń został zachowany, wykazując przeskoki przewidziane w teorii (rys. 22).

Zetowniki położone dalej od osi obojętnej: Nr. 9 ściskany i Nr. 9a — rozciągany, jak zresztą zetownik Nr. 5a rozciągany i badany w innym przekroju niż Nr. 5, dały prawie dokładną zgodność krzywych teoretycznych i doświadczalnych. Na wykresach krzywe teoretyczne są wyciągnięte liniami pełnymi, kółkami zaś są pokazane wskazania tensjometrów, które na niektórych wykresach są połączone liniami kreskowanymi, dając krzywe doświadczalne (rys. 23, 24 i 25).

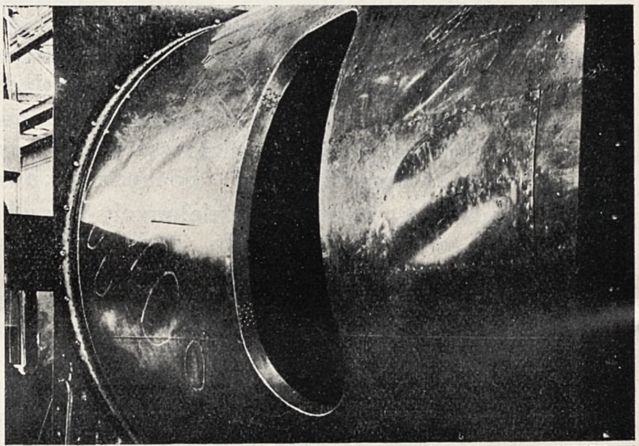
Strzałka w płaszczyźnie pionowej wykazała

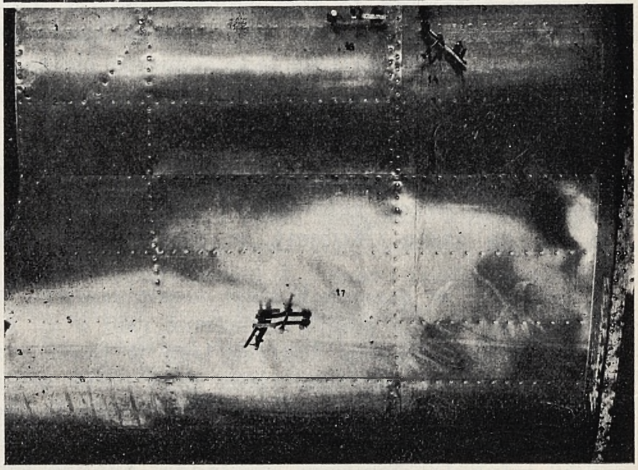


Rys. 22, 23, 24 i 25 (od góry do dołu).



Rys. 26.





Rys. 27 (u góry). Boczna część pokrycia, pracująca na ścinanie.

Rys. 28 (u dołu). Dolna część pokrycia, pracująca na ściskanie.

przebieg całkowicie zgodny z teorią. Wyraźnie zaznaczyły się 2 przeskoki i to właśnie w obszarach zgóry przewidzianych (rys. 26).

Zaznaczyć należy, że na wykresach teoretycznych zetowników 1 i 5 uwzględniono jedynie naprężenia od gięcia kadłuba.

Tensjometry zakładano na samych zetownikach względnie na paskach pokrycia bezpośrednio do nich przylegających.

Pierwsze wyraźne falowanie stref ściskanych zauważono przy obciążeniu $Q = 2500$ kg. między ramami 1-szą a 2-gą, co odpowiadałoby w przybliżeniu górnej granicy pierwszego obszaru niepewności. Przy obciążeniu $Q = 4000$ kg. ukazały się wklęśnięcia ukośne, pod kątem $\varphi = 30^0 - 38^0$, co dobrze odpowiada założeniom.

Na fotografii widzimy głębokie fale ukośne i sfalowanie od ściskania.

Pomimo znacznych wymiarów odkształceń mają one charakter sprężysty, gdyż odpowiadają je-

szcze naprężeniom w pokryciu poniżej 10 kg/mm². Po dojściu do obciążenia 5000 kg., odciążono całkowicie kadłub. Wszystkie powstałe odkształcenia zniknęły, czyli były sprężyste.

Wyboczenie zetowników i pokrycia nastąpiło między 1-szą a 2-gą ramą przy obciążeniu 7000 kg, co odpowiada momentowi gnącemu w przekroju zniszczonym $M_g = 2{,}75.7000 = 19300$ kgm.

Naprężenie ściskające w zetowniku N 9 osiągnęło wartość ok. 15 kg/mm². Ponieważ przekrój zniszczony leży tuż przy zamocowaniu, miarodajnymi są raczej naprężenia w przekroju przy ramie 2-ej, gdzie ich wartość maksymalna była rzędu 14 kg/mm².

Jak już zaznaczyłem, wpływ wykroju oraz zamocowań zniekształciły nieco przebieg zjawiska. Możemy jednak uważać, że w ogólnych zarysach wyniki próby potwierdzają teorię. Dla dokładnego stwierdzenia metody, zwłaszcza jeżeli chodzi o obliczenie ram, konieczne jest wykonanie szeregu systematycznych prób.

Najbardziej wykorzystujemy wytrzymałość materiału biorąc dla pokrycia stosunkowo cienkie blachy, np. 0,5 — 0,8 mm, przy dość grubych usztywnieniach podłużnych. Wówczas decydują o wytrzymałości kadłuba naprężenia niszczące w usztywniaczach i przylegających do nich paskach blachy. Reszta blachy dość wcześnie przestaje brać udział w pracy.

Jeżeli konstruktor pragnie uniknąć sprężystego falowania blachy przy obciążeniach dopuszczalnych w locie, to musi dać grubsze blachy na pokrycie, które wobec tego dłużej zachowa sztywność. Zysk na wytrzymałości nie będzie jednak duży.

9. Materiały przyszłości

Jak zauważyliśmy, nawet przy racjonalnych konstrukcjach skorupowych nie osiągamy nigdy naprężeń niszczących, odpowiadających wytrzymałości danego materiału. Np. w badanej przez nas próbce osiągnęliśmy przed wyboczeniem pokrycia $\sigma = 14$ kg/mm², gdy tymczasem dural ma

$$K_r > 40 \text{ kg/mm}^2$$

Wysoka wytrzymałość duralu nie jest wyzyskana. Natomiast stosunkowo niski jego moduł sprężystości $E = 7000$ kg/mm² przyczynia się do utraty stateczności przy małych naprężeniach ściskających i obniża przez to moment wytrzymałości przekroju kadłuba. Ideałem byłby materiał lekki, o wysokim E. Otóż takie metale istnieją. Glucinium przy ciężarze właściwym 1,85 posiada moduł sprężystości $E = 30000$ kg/mm².

W badanej próbce początek utraty stateczności pokrycia miał miejsce po osiągnięciu naprężenia $\sigma = -1{,}8$ kg/mm²; gdybyśmy mieli zamiast duralu glucinium (o ile by ten ostatni do tego się nadawał) kadłub zachowałby sztywność aż do ukazania się naprężeń rzędu $\sigma = -7{,}5$ kg/mm² co odpowiadałoby obciążeniu rzędu 6000 kg dla danej próbki. Wówczas wyzyskanaby była praca całego pokrycia.

Odcinek 1 metrowej długości naszego kadłuba duralowego waży (bez ram) 17,1 kg, ten sam odcinek z glucinium ważyłby tylko 10,9 kg.

Niestety 1 kg glucinium kosztuje obecnie jeszcze 2000 złotych i produkcja jego na całym świecie nie przekracza kilku ton, aczkolwiek złoża jego są dość bogate. Przypomnę tu jednak, że 60 lat temu płacono za 1 kg aluminium 300 franków

Nie twierdzę oczywiście, że właśnie glucinium lub jego stopy zastąpią kiedyś w przyszłości dural. Chcę tylko zwrócić uwagę, na możliwości, które mogą pchnąć na nowe tory konstrukcje lotnicze.

DYSKUSJA

Kol. Kosko uważa że wpływ sztywnego zamocowania jednego końca kadłuba jest prawdopodobnie znaczny i powinien być uwzględniony w obliczeniach.

Kol. Grzędzielski wyjaśnia różnicę między niestatecznością a nieoznaczonością. Pierwsze pojęcie odnosi się do samej blachy, dla całej konstrukcji i wielkości jak strzałka ugięcia, moment bezwładności mamy natomiast obszar nieoznaczoności, zamiast którego można założyć jedną z jego granic. Zachodzi tu pewna analogia z indeterminizmem w fizyce nowoczesnej. Pożądane byłoby uzupełnienie obliczeń uwzględnieniem ram poprzecznych, które po wytworzeniu się fal na blasze są poddane siłom ściskającym.

Kol. Billewicz podkreśla, że aby móc porównać wyniki prób z obliczeniami należałoby wykonać kadłub o większym stosunku długości do wysokości. Zbadanie wpływu wykroju byłoby możliwe, gdyby uprzednio wykonano próbę na kadłubie bez wykroju.

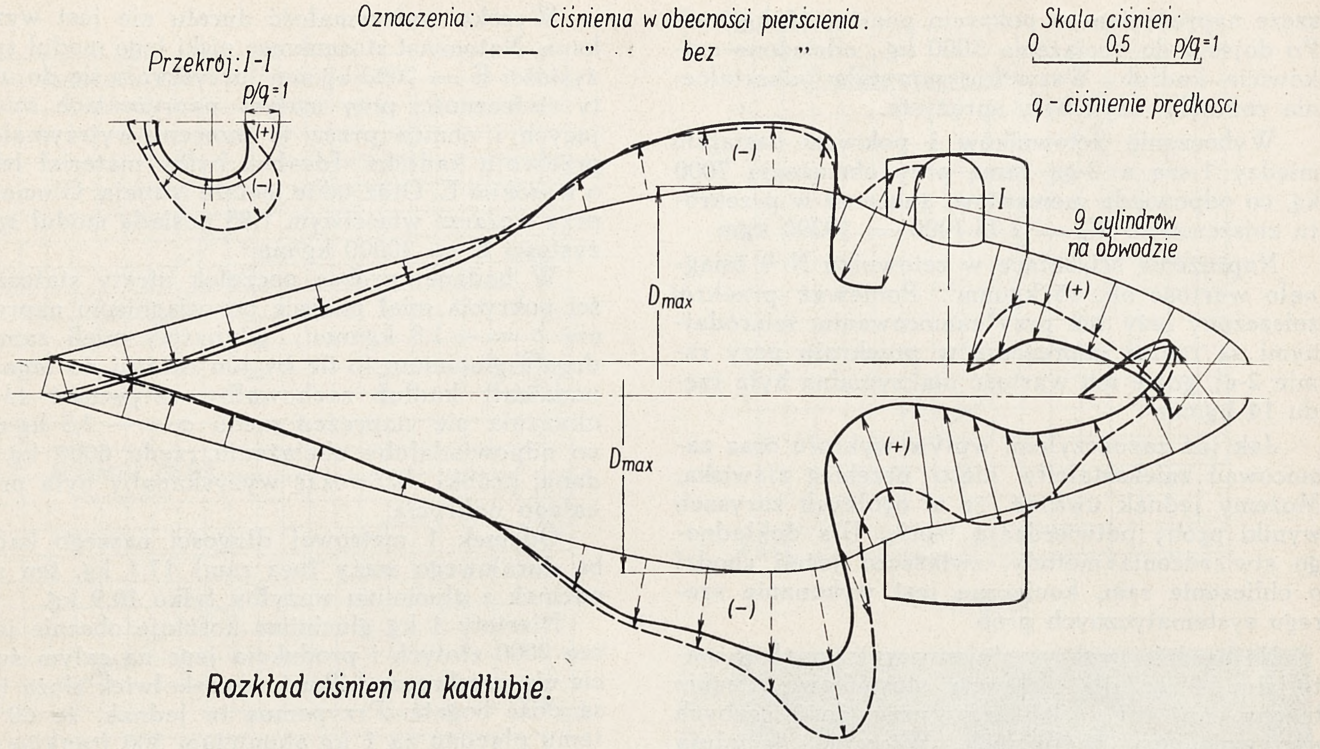
JAKOŚĆ AERODYNAMICZNA PIERŚCIENI SILNIKOWYCH[1])

Inż. LEONARD ŁABUĆ

Bardzo szerokie zastosowanie w lotnictwie oraz możność skutecznej konkurencji z silnikami szeregowymi zawdzięczają gwiaździste silniki lotnicze w dużej mierze wszechstronnemu opracowaniu i udoskonaleniu pierścieniowych osłon silnikowych. Pomimo wprowadzenia całego szeregu zmian i ulepszeń (przesłony ciśnieniowe, nastawialne tylne krawędzie pierścienia), nowoczesna osłona pierścieniowa pozostała co do swojej zasady działania tym samym pierścieniem Townend'a lub N. A. C. A. z roku 1928. Zasada ta polega na zapobieganiu rozpraszania się energii, unoszonej przez wiry, powstające za wystającymi z kadłuba częściami silnika. Osłona pierścieniowa dławi zaburzone strugi powietrza przez przyciśnięcie ich do powierzchni kadłuba, umożliwiając tym samym regularny przepływ strug powietrza koło kadłuba poza pierścieniem.

Dla lepszego uwidocznienia działania pierścienia silnikowego oraz dla zobrazowania spółczynnika, charakteryzującego skuteczność aerodynamiczna pierścienia, rozpatrzymy rys. 1 oraz podana poniżej tabelę. Na rys. 1 przedstawiony jest rozkład ciśnień na powierzchni kadłuba, przy kierunku

[1]) Wszystkie doświadczenia, których wyniki są podane w niniejszym artykule, były przeprowadzone w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie.



Rys. 1

prędkości względnej powietrza zgodnym z osią kadłuba, dla następujących wypadków: kadłub z silnikiem bez pierścienia i w obecności pierścienia, kadłub bez wystających części silnika (cylindrów) bez pierścienia i w obecności pierścienia silnikowego.

Umieszczona obok tabela podaje wartości spółczynników oporu aerodynamicznego kadłuba, przedstawionego na rys. 1, dla wymienionych wyżej wypadków oraz dla kadłuba z pierścieniem i dla pierścienia w obecności kadłuba. Z tabeli tej widzimy przede wszystkim, że opory kadłuba bez cylindrów z pierścieniem i bez pierścienia są równe. Pochodzi to stąd, że przyrost oporu kadłuba, z racji umieszczenia pierścienia, wynoszący $\Delta C_x = 42 - 10 = 32$, równa się wypadkowej sile aerodynamicznej, działającej na pierścień w obecności kadłuba (siła ta jest skierowana do przodu). Wynik ten jest zrozumiały, bo w przypadku niewirowego przepływu pod pierścieniem siła, wywierana przez przepływający strumień powietrza na pierścień, powoduje powstanie równej co do wielkości ale przeciwnie skierowanej siły, którą strumień powietrza wywiera na kadłub. Dla kadłuba z cylindrami, choć siła działająca na pierścień, umieszczony dookoła kadłuba, pozostaje prawie ta sama ($C_x = -31$) co w przypadku kadłuba bez cylindrów, przyrost oporu kadłuba, spowodowany umieszczeniem pierścienia, maleje i wynosi $\Delta C_x = 51 - 35 = 16$, a stąd i opór zespołu (kadłub + silnik + pierścień) staje się znacznie mniejszy od oporu kadłuba z cylindrami bez pierścienia. Przyczynę mniejszego przyrostu oporu kadłuba z cylindrami w porównaniu z przyrostem oporu kadłuba bez cylindrów można wyjaśnić na podstawie wykresów rozkładu ciśnień, podanych na rys. 1. Przyrost oporu kadłuba jest na wykresie rozkładu ciśnień zobrazowany polem, zawartym pomiędzy krzywymi, przedstawiającymi ciśnienia na powierzchni kadłuba w obecności pierścienia silnikowego (linia ciągła) i bez tego pierścienia (linia kreskowana). W wypadku kadłuba z cylindrami, wskutek wpływu i obecności cylindrów pole to jest mniejsze, niż w wypadku kadłuba bez cylindrów. Należy tu jeszcze zaznaczyć, że opór samych cylindrów w obecności pierścienia maleje (patrz rozkład ciśnień na cylindrze — rys. 1).

Spółczynniki oporu $C_{x_{min}}$ odniesione do powierzchni

$$S = \frac{\pi \cdot D^2_{max}}{4} \quad \textit{(patrz rys. 1)}$$

	Kadłub z cylindrami	Kadłub bez cylindrów
Kadłub z pierścieniem	$C_{x_p} = 20$	10
Kadłub bez pierścienia	$C_{x_s} = 35$	$C_{x_o} = 10$
Kadłub w obecn. piersc.	51	42
Pierścień w obecn. kadł.	— 31	— 32

Określenie stopnia skuteczności działania pierścienia silnikowego przez bezwzględną wartość zmniejszenia się oporu kadłuba lub płatowca z silnikiem po umieszczeniu na nim pierścienia nie jest dostateczne. Ta wartość zmniejszenia się oporu zależy bowiem od stosunku wielkości oporu wystających części silnika do oporu samego kadłuba lub płatowca, a więc zależy ona od wielkości silnika w stosunku do płatowca. Dlatego też w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie wprowadzono spółczynnik, określający jakość pierścienia silnikowego, zależny jedynie od aerodynamicznej skuteczności działania pierścienia. Spółczynnik ten, oznaczony przez „j_p"

wyraża stosunek w % zmniejszenia się oporu zespołu (kadłub lub płatowiec z silnikiem), spowodowanego umieszczeniem pierścienia silnikowego, do zwiększenia się oporu tego zespołu, spowodowanego wystającymi częściami silnika. Przyjmując oznaczenia i wartości liczbowe, zawarte w wyżej podanej tabeli, spółczynnik aerodynamicznej jakości pierścienia wyrazi się wzorem następującym:

$$j_p = \frac{C_{x_s} - C_{x_p}}{C_{x_s} - C_{x_o}} \cdot 100 = \frac{35 - 20}{35 - 10} \cdot 100 = 60\%$$

gdzie: $(C_{x_s} - C_{x_p})$ — zmniejszenie się oporu zespołu (kadłub + silnik), spowodowane umieszczeniem pierścienia.

$(C_{x_s} - C_{x_o})$ — zwiększenie się oporu zespołu (kadłub + silnik), spowodowane wystającymi częściami silnika.

Dla wyznaczenia więc tak określonego spółczynnika jakości pierścienia silnikowego wystarczy znajomość trzech wartości oporu:

C_{x_s} — zespół (kadłub lub płatowiec z silnikiem) bez pierścienia,

C_{x_p} — zespół z pierścieniem,

C_{x_o} — zespół bez pierścienia i wystających części silnika.

Spółczynnik jakości charakteryzuje całkowicie aerodynamiczne działanie pierścienia silnikowego i nie zależy od bezwzględnych wielkości oporów zespołu (kadłub lub płatowiec z silnikiem). Przy wyznaczaniu tego spółczynnika w zasadzie jest obojętne, czy do pomiarów został użyty model całego płatowca, czy model samego kadłuba, czy też t. zw. kadłub zas.ępczy. [1]) Ta ostatnia uwaga stanowi duże ułatwienie w praktyce laboratoryjnej. We wszystkich rozpatrywanych poniżej przykładach obliczone i podane są jakości pierścieni silnikowych.

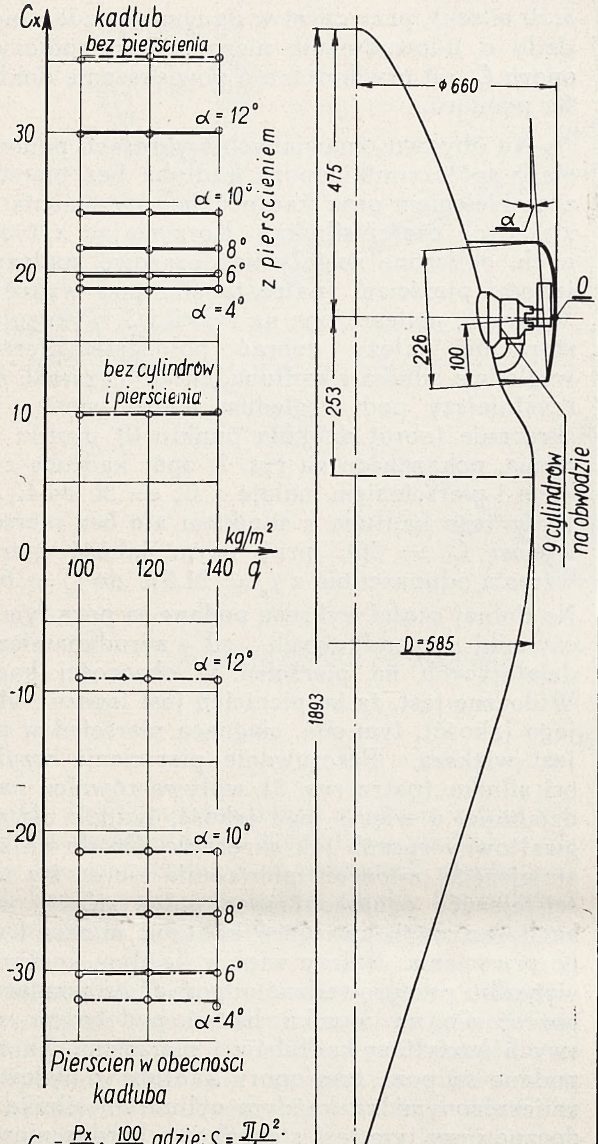
Wykres rozkładu ciśnień na powierzchni kadłuba z silnikiem (rys. 1) wskazuje poza tym na to, że pierścieniowa osłona silnika zmienia ciśnienia jedynie na przedniej części kadłuba. Już zaraz za krawędzią ujścia pierścienia silnikowego ciśnienia na powierzchni kadłuba prawie nie zależą od tego, czy silnik jest zaopatrzony w pierścień, czy nie. Stanowi to, praktycznie biorąc, ważną właściwość. Przy umieszczaniu na przykład otworów wylotowych powietrza, chłodzącego karter silnika. chcąc zapewnić intensywne chłodzenie karteru, należy pamiętać o tym, by były one położone dostatecznie daleko za pierścieniem silnikowym w obszarze podciśnień (patrz rys. 1).

Wykresy, podane na rys. 2 i 3, dotyczą kadłubów zastępczych, zaopatrzonych w pierścienie typu Townend'a, przy czym wszystkie podane na tych wykresach wartości oporów były zmierzone przy kierunku prędkości powietrza zgodnym z osią kadłuba. Pomiary przeprowadzono przy różnych prędkościach strumienia powietrza (pomiędzy 40 a 50 m/sek), przy czym w danym wypadku nie chodziło o udowodnienie niezależności spółczynnika oporu C_x od prędkości, a o powiększenie dokładności pomiaru.

Na obydwu omawianych wykresach podane zostały spółczynniki oporu kadłuba bez pierścienia, z pierścieniem oraz kadłuba bez pierścienia i wystających części silnika. Korzystając z tych danych, obliczone zostały każdorazowo spółczynniki jakości pierścieni (patrz tabelki pod wykresami). Wykresy, umieszczone na rys. 2 i 3, wykazują, jak starannie należy dobrać położenie pierścienia względem silnika i kadłuba, chcąc otrzymać najkorzystniejszy pod względem oporu wynik. Przez skręcanie (obrót dookoła punktu 0) profilu pierścienia, pokazanego na rys. 2, opór kadłuba z silnikiem i pierścieniem maleje z $C_x = 30$ do $C_x = 19$ (opór tego kadłuba z silnikiem ale bez pierścienia wynosi $C_x = 36$), przy czym jakość pierścieni wzrasta odpowiednio z $j_p = 21{,}5\%$ do $j_p = 65{,}5\%$. Na dolnej części wykresu podane są poza tym spółczynniki wypadkowych sił aerodynamicznych, działających na pierścień w obecności kadłuba. Widoczne jest, że im pierścień jest lepszy(większa jego jakość), tym siła, ciągnąca pierścień w przód, jest większa. Przesuwanie pierścienia względem osi silnika (patrz rys. 3) wpływa również na jego działanie, a więc i jego jakość, jednak nie w tak gwałtowny sposób jak skręcanie. Co do najkorzystniejszego położenia pierścienia nie da się ustalić ściślejszych ogólnych zasad, gdyż zależy ono od każdorazowych kształtów kadłuba, silnika i samego pierścienia. Należy więc w każdym konkretnym wypadku przeprowadzać odpowiednie pomiary, lub oprzeć się na wyniku badań podobnych co do swych kształtów kadłubów i pierścieni. Na rys. 3 podane są poza tym opory kadłuba z owiewkami, umieszczonymi za każdym cylindrem silnika. Widoczne przy tym jest stosunkowo bardzo nieznaczne zmniejszenie się oporu, spowodowane przez owiewki, w porównaniu ze skutecznością działania pierścienia silnikowego. Pierścień 2, pokazany na rys. 3, został przerobiony z pierścienia 1 w ten sposób, że zmniejszono jego średnicę z 690 mm na 590 mm (wymiary modelu), zachowując ten sam profil i położenie pierścienia, a dodając z góry nad każdym cylindrem specjalne owiewki. Jak wynika z przeprowadzonych pomiarów (na wykresie linia oznaczona krzyżykami), tego rodzaju przeróbka bardzo nieznacznie zwiększa opór zespołu, dając jednak praktyczne korzyści przez zwiększenie widoczności z kabiny pilota.

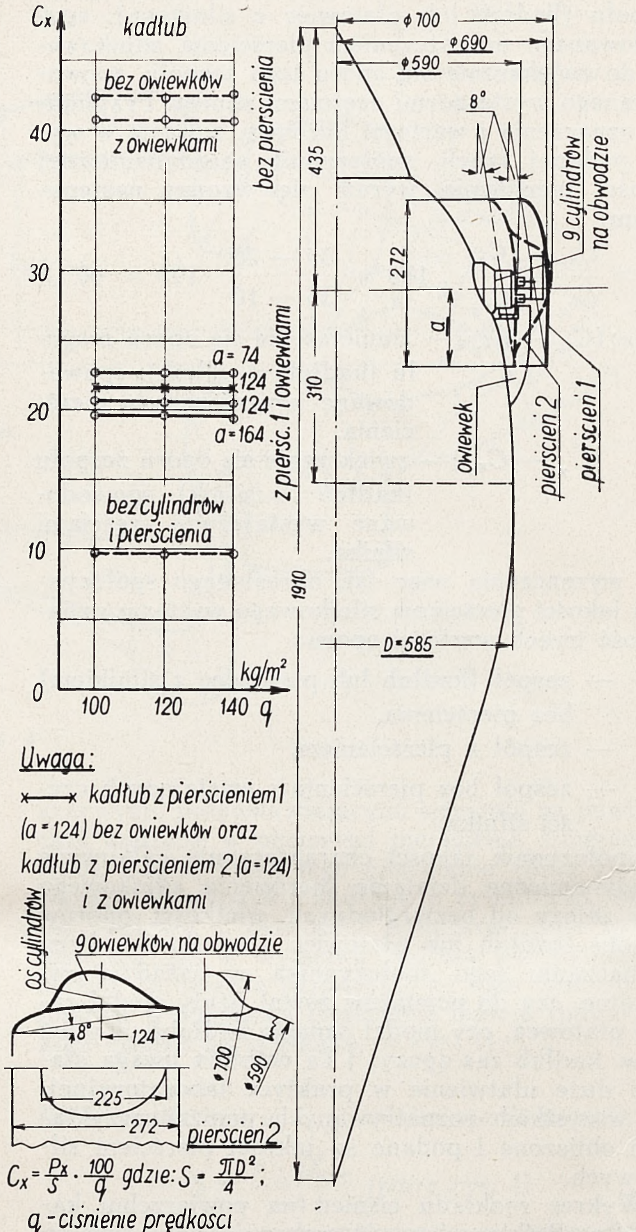
Na rys. 4 podane są wyniki pomiarów, charakteryzujących jakość pierścienia przy różnych kątach natarcia kadłuba. Do tych doświadczeń użyty został kadłub podobny do kadłuba płatowca R. XIII. Przeprowadzone pomiary wskazują na to, że jakość pierścienia, utrzymując się na małych kątach natarcia stosunkowo blisko swojej wartości maksymalnej, spada gwałtownie dla dużych kątów natarcia. W rozpatrywanym przykładzie pierścień silnikowy został dobrany bardzo udatnie, gdyż jakość jego dla kąta natarcia 0° wynosi $j_p = 81\%$. Żeby wykazać na przykładzie, jak dużo można zys-

[1]) Model, którego przednia część jest wykonana jako geometrycznie podobna do przedniej części kadłuba lub gondoli silnikowej badanego zespołu (płatowiec + silnik) tylna zaś część jest stożkiem.



Jakość pierścieni					
j_p %	21,5	43,4	54,2	61,8	65,5
α°	12	10	8	6	4

Rys. 2



Jakość pierścieni				
pierścień	1			2
	a = 74	a = 124	a = 164	a = 124
j_p %	60,8	65,1	68	60,6

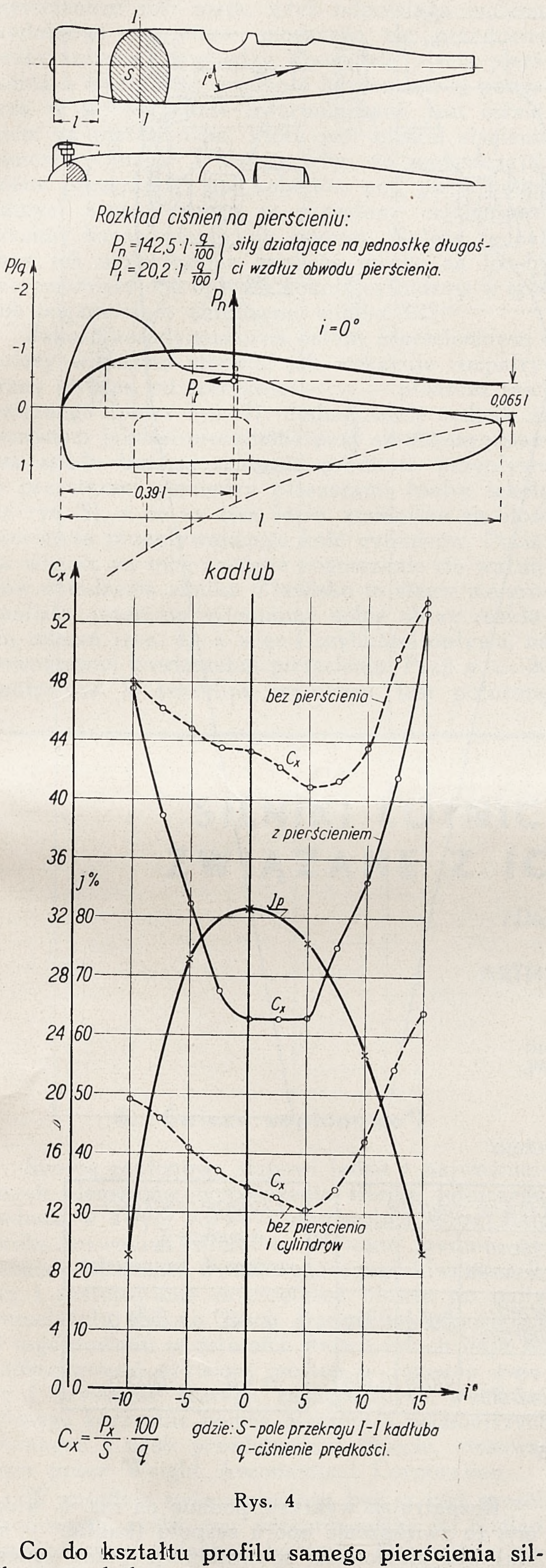
Rys. 3

kać na szybkości płatowca przez zastosowanie dobrego pierścienia silnikowego, przeprowadźmy następujący prosty rachunek. Przyjmując powierzchnię nośną płatowca, odpowiadającego pokazanemu na rys. 4 kadłubowi, 23 m² oraz pole przekroju $I - I$ kadłuba $S = 1{,}1$ m², znajdujemy, że współczynnik oporu płatowca w odniesieniu do jego powierzchni nośnej, przy zastosowaniu pierścienia silnikowego, zmaleje o $\Delta C_x = 24 \dfrac{1{,}1}{23} = 1{,}15$. Szybkość więc płatowca przy założeniu, że spółczynnik jego oporu bez pierścienia $C_x = 4{,}5$, wzrośnie o:

$$\Delta v = \left(\sqrt[3]{\frac{C_x}{C_x - \Delta C_x}} - 1\right) . 100 =$$

$$= \left(\sqrt[3]{\frac{4{,}5}{4{,}5 - 1{,}15}} - 1\right) . 100 \cong 10\%$$

Dla nowoczesnych dwusilnikowych płatowców, których spółczynnik oporu bez pierścieni wynosi około 3,5, wzrost maksymalnej prędkości lotu przy założeniu właściwych silnikowych osłon pierścieniowych, dochodzi do 19%.



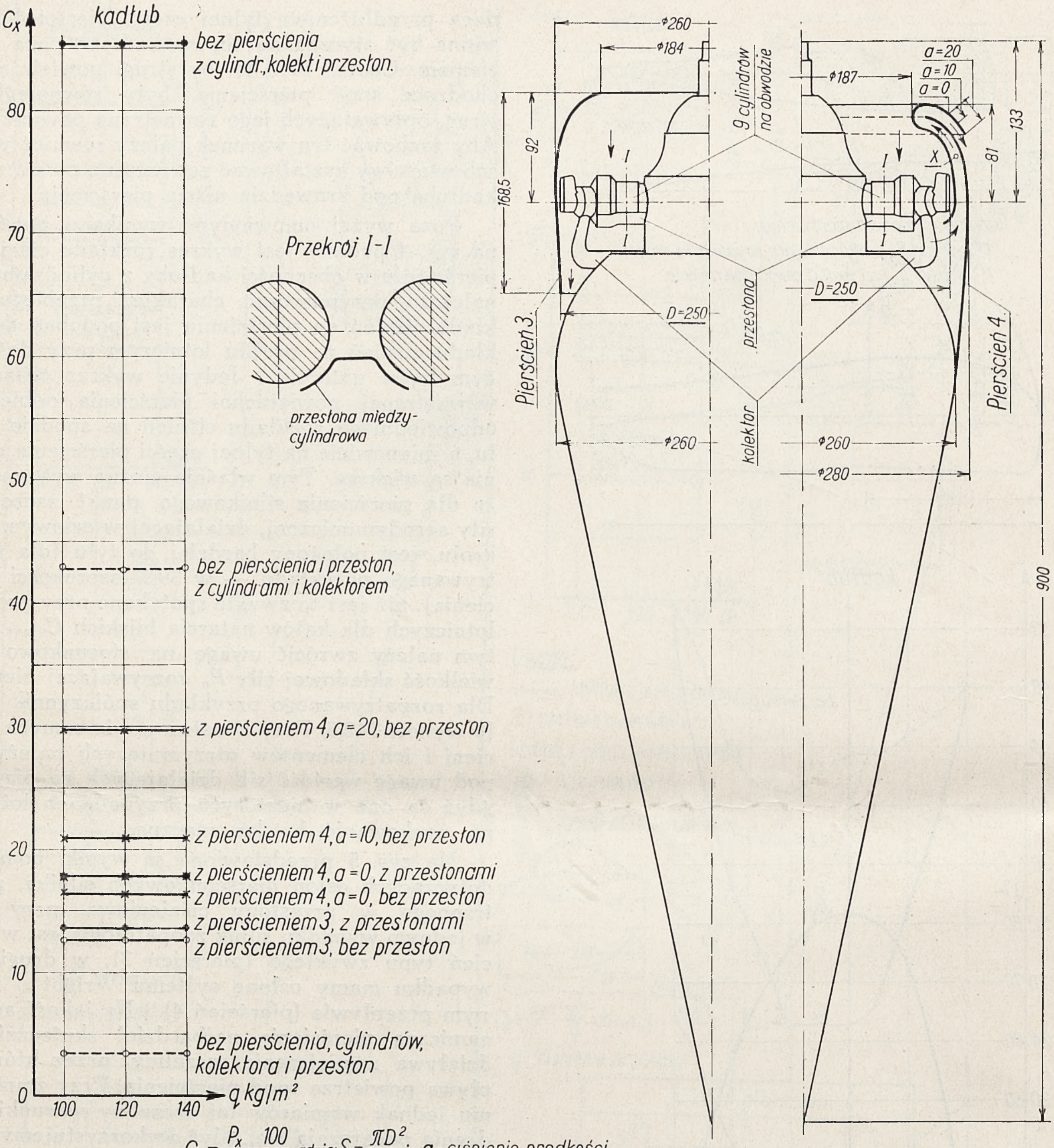
Rys. 4

Co do kształtu profilu samego pierścienia silnikowego dadzą się wysunąć pewne ogólne praktyczne reguły. Przód pierścienia (do osi cylindrów silnika) powinien mieć kształt ćwierć elipsy, której duża oś jest równoległa do osi silnika. Linia, będąca przedłużeniem tylnej części pierścienia, powinna być styczna do obrysu kadłuba poza pierścieniem. Chodzi tu o to, by strugi powietrza, wychodzące spod pierścienia, były równoległe do strug, opływających jego zewnętrzną powierzchnię. Aby zachować ten warunek należy również w sposób właściwy kształtować zewnętrzną powierzchnię kadłuba pod krawędzią ujścia pierścienia.

Poza wyżej omówionymi wynikami pomiarów, na rys. 4 podany jest wykres rozkładu ciśnień na pierścieniu w obecności kadłuba z cylindrami. Jak należało przypuszczać, charakter przebiegu rozkładu ciśnień na pierścieniu jest podobny do rozkładu ciśnień na profilu lotniczym przy dość dużym kącie natarcia. Jedynie wykres ciśnień na wewnętrznej powierzchni pierścienia odbiega od odpowiedniego rozkładu ciśnień na spodzie profilu, a mianowicie na tylnej części pierścienia ciśnienia są większe. Tym właśnie można wytłumaczyć, że dla pierścienia silnikowego punkt zaczepienia siły aerodynamicznej, działającej w osiowym przekroju, jest położony bardziej do tyłu (dla rozpatrywanego przykładu — w 39% szerokości pierścienia), niż jest to zwykle spotykane przy profilach lotniczych dla kątów natarcia bliskich $C_{y\,max}$. Poza tym należy zwrócić uwagę na stosunkowo dużą wielkość składowej siły P_n rozrywającej pierścień. Dla rozpatrywanego przykładu spółczynnik tej siły wynosi 142,5. Przy konstruowaniu samych pierścieni i ich elementów utrzymujących należy brać pod uwagę wartość sił, działających na pierścień, gdyż są one w niektórych przypadkach lotu, jak np. nurkowanie, bardzo znaczne.

Na rys. 5 przedstawione są wyniki pomiarów, dotyczących osłon pierścieniowych silnika, zaopatrzonego w przesłony ciśnieniowe, przy czym w jednym wypadku silnik zaopatrzony jest w pierścień typu zwykłego (pierścień 3), w drugim zaś wypadku mamy osłonę systemu Wright o zwrotnym przepływie (pierścień 4).[1] Na jakość aerodynamiczną pierścienia najbardziej skutecznie oddziaływa zmniejszenie szczeliny, przez którą odpływa powietrze spod pierścienia. Przy zmniejszaniu jednak wymiarów tej szczeliny warunki chłodzenia pogarszają się, gdyż wykorzystujemy coraz mniejszą ilość powietrza do chłodzenia cylindrów. Ażeby przy małym wydatku powietrza intensywność chłodzenia uczynić dostateczną, stosuje się przesłony ciśnieniowe. Przesłony te zmuszają strumień powietrza do opływu tylnych powierzchni cylindrów i zwiększają różnice ciśnień przed i za cylindrami, co powiększa szybkość przepływu strug powietrza dookoła cylindrów. W celu dobrania dla silnika, zaopatrzonego w przesłony ciśnieniowe, najbardziej korzystnego pod względem aerodynamicznym pierścienia, wskazana jest współpraca laboratorium aerodynamicznego z badawczą placówką silnikową. W przeciwnym razie można się łatwo spotkać z pierścieniem silnikowym o bardzo wysokiej jakości aerodynamicznej, powodującym jednak nadmierne grzanie się silnika. Ułatwia tę sytuację okoliczność, że nowoczesne osłony pierścieniowe są z reguły zaopatrzone w regulowane klap-

[1] Osłona tego systemu miała być wypróbowana w zakładach Wright — patrz T. N. L. Nr. 10 z 1936 r.



$$C_x = \frac{P_x}{S} \cdot \frac{100}{q} \quad \text{gdzie: } S = \frac{\pi D^2}{4}; \quad q \text{ - ciśnienie prędkości}$$

Jakość pierścienia					
Pierścień		3	4		
			a = 0	a = 10	a = 20
J_p %	bez przesłon	76,7	67,0	55,4	33,1
	z przesłonami	87,6	82,5	—	—

Ciśnienie statyczne		
Pierścień z przesłonami	3	4 a=0
przed cylindrami	0,95q	0,95q
za cylindrami	-0,07q	0,30q

Ciśnienie prędkości w punkcie X pierścień 4 bez przesłon	
a = 20	0,24 q
a = 0	0,05 q

Rys. 5

ki na krawędzi ujścia pierścienia, służące dla stworzenia właściwych warunków chłodzenia przy locie na mniejszych prędkościach (wznoszenie). Przez stosunkowo małe wychylenie tych klapek można znacznie polepszyć warunki chłodzenia silnika, niewiele tracąc na jakości aerodynamicznej pierścienia.

Rozpatrując wykresy, podane na rys. 5, widzimy, że zwiększenie oporu zespołu (kadłub + silnik) bez pierścienia, spowodowane przez umieszczenie przesłon ciśnieniowych, jest znacznie większe od odpowiedniego przyrostu oporu zespołu z pierścieniem. Staje się to jasne, skoro uprzytomnimy sobie, że prędkość strug powietrza pod

pierścieniem jest mała, gdyż odpowiada małemu wydatkowi powietrza, mogącego się przedostać przez szczelinę pomiędzy krawędzią ujścia pierścienia a kadłubem; prędkość bowiem strug powietrza w tej szczelinie uwarunkowana jest ciśnieniem za pierścieniem, które jest bliskie ciśnienia atmosferycznego. Widzimy więc, że umieszczając różne przeszkody, np. kolektor, pod pierścieniem silnika, zaopatrzonego w przesłony ciśnieniowe, tracimy bardzo mało na oporze. Należy jednak przy ich umieszczaniu zwracać uwagę na to, by nie zmieniały one opływu dokoła cylindrów w sposób pogarszający chłodzenie silnika.

Jakość aerodynamiczna osłony pierścieniowej 4 zależy w dużym stopniu, jak wskazuje rozpatrywany wykres, od szerokości — a — płaszcza zewnętrznego (patrz rys. 5). Jednocześnie jednak ze wzrostem jakości pierścienia przy skracaniu płaszcza spada bardzo znacznie prędkość przepływu w przestrzeni pomiędzy płaszczami (patrz tabelę na rys. 5), a co za tym idzie, zmniejsza się ilość powietrza przepływającego koło cylindrów. Pociąga więc to za sobą znaczne pogorszenie się warunków chłodzenia silnika. Zjawisko to stanie się zrozumiałe, jeżeli uprzytomnimy sobie obraz rozkładu ciśnień (rys. 4), a więc i szybkości opływu, na zewnętrznej powierzchni pierścienia. Przy $a = 20$ (patrz rys. 5) szczelina wylotowa jest położona w obszarze największych podciśnień, a więc i największych prędkości. Uzyskujemy zatem warunki najlepszego chłodzenia cylindrów, ale jednocześnie opór, wywołany zaburzeniami w opływie, spowodowanymi tą szczeliną, jest stosunkowo duży. Przy skracaniu szerokości płaszcza zewnętrznego, szczelina wylotowa zostaje przesunięta do obszaru mniejszych podciśnień, a więc i mniejszych szybkości, przez co maleje opór przy równoczesnym pogarszaniu się warunków chłodzenia silnika. Ostatecznie nawet przy małej szerokości płaszcza zewnętrznego ($a = 0$ — patrz rys. 5), przy której mamy stosunkowo małą różnicę przed i za cylindrami, jakość aerodynamiczna osłony 4 z przesłonami ciśnieniowymi jest o 6% gorsza od jakości pierścienia 3 z przesłonami.

Na zakończenie należy podkreślić, że w rozpatrywanym przykładzie jakość aerodynamiczna pierścienia 3 z przesłonami wynosi $j_p = 87,6\%$, a więc, przy zastosowaniu tej osłony pierścieniowej, z przyrostu oporu, wywołanego wystającymi częściami silnika, pozostaje zaledwie kilkanaście procent. Z powyższego widać, jak niezmiernie ważnymi elementami są osłony pierścieniowe w płatowcach z silnikami gwiaździstymi, dzięki tym osłonom bowiem silniki gwiaździste mogły znaleźć tak szerokie zastosowanie w lotnictwie.

SILNIKI LOTNICZE I ZAGADNIENIA ZWIĄZANE Z ICH UŻYTKOWANIEM

(Dokończenie).

ARTHUR NUTT

Z oryginału niemieckiego p. t. „Flugmotoren und ihre Betriebsprobleme", Luftwissen, Nr. 10, 1936 r., str. 287 — 298, przetłumaczył inż. J. Tuszyński.

6. Świece zapłonowe*)

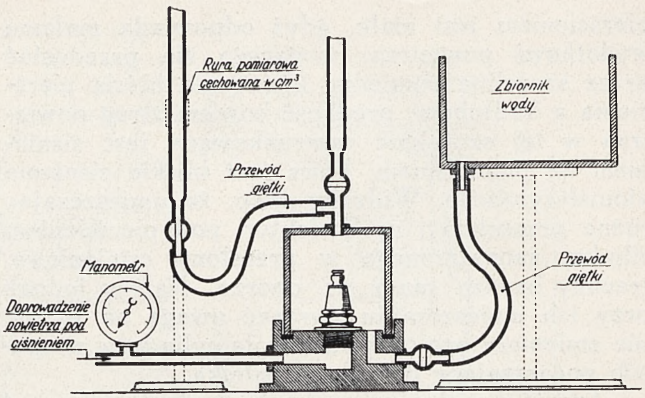
Świeca zapłonowa stanowi jeden z najważniejszych elementów wyposażenia silnika lotniczego, jednak w swym rozwoju niezupełnie dotrzymała kroku rozwojowi silników. Wysokie średnie ciśnienia efektywne, wysokie moce uzyskiwane z litra i zastosowanie czteroetylku ołowiu do paliw przeciążyły świecę poza granicę jej odporności. Z tego powodu w ostatnich dwóch latach daje się zaobserwować ożywiony postęp w rozwoju świecy i uzyskanie szeregu zachęcających wyników. Dlatego korzystne będzie niektóre z ważniejszych wymagań i prób przedstawić w ujęciu, stosowanym przez Wright Aeronautical Corporation.

W zasadzie świeca powinna być w taki sposób zbudowana, ażeby móc przeprowadzać jej dogląd, czyszczenie, regulację i kontrolę. Oczywiście warunek ten niekoniecznie zmusza do budowania świecy rozbieralnej. Znormalizowanie niektórych wymiarów jest potrzebne, aczkolwiek wprowadzenie długości 13/16" przy 18 mm gwincie stanowi zasadniczą zmianę w stosunku do stosowanej dotychczas ½" długości. Zwiększona długość gwintu okazała się niezbędną dla zapewnienia prawidłowego odprowadzenia ciepła ze świecy na głowicę cylindra.

Natychmiast po wysuszeniu świec w piecu przy temperaturze 120 ± 5° C w ciągu dwóch godzin, świece poddane zostają próbie pozornego oporu elektrycznego. Wpływ tej właściwości świecy na jej pracę nie jest bliżej znany, jednak dla celów statystycznych pomiary te przeprowadza się, aby zebrać w ten sposób liczby porównawcze.

Próbę na upływność izolatorów przeprowadza się przy użyciu iskrownika rozruchowego, obracanego z szybkością 60 obr/min. W czasie tego zwolna odsuwa się od elektrody środkowej przewód iskrownika i odnotowywuje największą odległość, przy której wyładowania ślizgowe wzdłuż powierzchni izolatora zanikają.

*) Rozdział ten został przetłumaczony przez inż. K. Jagoszewskiego.



Rys. 5. Urządzenie do badania szczelności świec.

Przed próbami na silniku świece sprawdzane są na iskrzenie pod ciśnieniem 10 kg/cm², przy czym dla uniknięcia tworzenia się tlenków na elektrodach korzystniej aniżeli w powietrzu jest przeprowadzać próbę w dwutlenku węgla. Iskrzenie powinno być regularne bez przeskoków wewnątrz izolacji mikowej, lub po jej powierzchni. Zasilanie odbywa się z normalnego iskrownika dającego 950 do 1050 iskier na minutę. Szczelność próbuje się na urządzeniu wskazanym na rysunku 5, przy czym świece zanurzone są w wodzie lub nafcie o temperaturze pokojowej. Nieszczelność mierzona pod ciśnieniem 10 atm. w ciągu 5 minut nie powinna przekroczyć 1 cm³/min.

Próba na samozapłon jest bodaj najważniejszą dla wywartościowania świecy. Dwie świece, z których każda ma wbudowany w oprawkę termoelement dla pomiaru temperatury, zostają założone na jednocylindrówkę wyposażoną w kompresor, na której można uzyskać średnie ciśnienia efektywne 14 do 16 kg/cm². Na tym urządzeniu przeprowadza się szereg prób przy różnym wyregulowaniu zużycia paliwa i wzrastającym średnim ciśnieniu efektywnym i różnym ciśnieniu ładowania aż do wystąpienia stałego samozapłonu bądź też silnego stukania przed górnym zwrotnym punktem. Oczywiście próbę należy rozpoczynać przy takim ciśnieniu ładowania i średnim ciśnieniu efektywnym, przy których jeszcze silnik pracuje normalnie. Przy próbie regulacji mieszanki należy stopniować ciśnienie ładowania co 12,7 mm słupa rtęci. Należy przy tym liczyć ilość zapłonów opóźnionych i doprowadzać próbę do uzyskania stałego zapłonu opóźnionego bądź też do wystąpienia silnego stukania. Następnie należy ciśnienie ładowania zmniejszyć o 12,7 mm sł. rtęci, przeregulować skład mieszanki i w tych warunkach próbę ponowić. Uzyskane w ten sposób wielkości ciśnienia ładowania i średniego ciśnienia efektywnego stanowią pewne dane wyróżniające.

Z kolei należy powtórzyć próbę nieszczelności, przy czym jako dopuszczalną nieszczelność przyjmuje się 2 cm³/min. Próbę iskrzenia należy również ponowić. Po sprawdzeniu ewentualnych uszkodzeń mechanicznych i uzyskaniu zadawalającego wyniku świece poddane zostają próbie zaoliwienia.

Połowę kompletu świec badanych porównuje się na normalnym silniku lotniczym z połową kompletu świec, które wykazały zadawalającą odporność na zaoliwienie. Silnik pracuje na normalnym paliwie z 5% dodatkiem (objętościowo) oleju mineralnego o wiskozie 3,4° E/100° C.

Silnik przy obciążeniu młynkiem pracuje w ciągu 28 min. na 500 obr/min., po czym w ciągu 2 min. przy 80% obrotów nominalnych. Zaprzestanie pracy więcej jak dwóch świec w czasie tej próby powoduje odrzucenie całego kompletu.

Świece, które przeszły w sposób zadawalający wymienione wyżej próby, poddane zostają 150-godzinnej próbie na normalnym silniku, przy czym pamiętać należy o zamianie miejsc świec w poszczególnych cylindrach.

Co 25 godz. należy kontrolować nieszczelność, zaoliwianie, ubytek elektrod i inne usterki. Nieszczelność nie powinna przekroczyć 2 cm³/min. Również może się okazać konieczność przeprowadzenia 100-godzinnej próby w locie. Świece powinny pracować zadawalająco przy wznoszeniu się samolotu do wysokości nominalnej, przy locie na tej wysokości, oraz przy locie nurkowym przy zamkniętej przepustnicy. Schodzenie z wysokości nominalnej odbywa się schodkami, z których każdy składa się z 300-metrowego lotu nurkowego oraz półgodzinnego lotu poziomego przy normalnej szybkości podróżnej. Jako najniższą wysokość nominalną przyjęto 1500 m.

Do tej pory świece, które powyższym próbom odpowiadają, wykazały dobre wyniki na silnikach pracujących nie wyżej 14 kg/cm² średniego ciśnienia efektywnego. W przyszłości próby będą musiały być ostrzejsze dla podołania cięższym wa-

runkom pracy i większej mocy silników. Celowe jest, aby pozostali wytwórcy i użytkownicy silników przyłączyli się do opisanych wyżej sposobów prób dla znormalizowania badań świec silników dużej mocy.

Jak się zdaje, opinia wytwórców świec idzie w tym kierunku, iż precyzyjne zwymiarowanie świec oraz wysoka jakość obróbki, w większym stopniu wpłyną na rozwój świecy, niż jakiekolwiek nadzwyczajne rozwiązania konstrukcyjne. W przeszłości skłaniano się do poglądu, iż świece lotnicze wykonywać można jak przeciętną świecę samochodową. Pogląd taki może przynieść bardzo nieprzyjemne rozczarowanie wytwórcom świec lotniczych.

7. Olej smarny

Przed 18 do 20 lat stosowano w Stanach Zjednoczonych do smarowania silników mieszaniny, zawierającej poza lotniczym olejem mineralnym 25 do 50% oleju rycynowego. Tego rodzaju postępowanie zostało całkowicie zarzucone, aczkolwiek wiadomo, że w Europie olej rycynowy jest jeszcze w pewnej mierze stosowany. W Stanach Zjednoczonych znajdowano oleju mineralnego pod dostatkiem, brakowało natomiast rycyny, wskutek czego wojsko żądało silników, przystosowanych do smarowania olejem mineralnym. W związku z tym budowano silniki, mogące pracować na zwykłym oleju mineralnym, a jednocześnie z tym była prowadzona praca nad olejami mineralnymi. Istniejące dążenie szło raczej w kierunku wyzyskania do tego celu ropy Pensylwańskiej aniżeli innych odmian.

Podczas ostatnich 10 do 15 lat moc jednostkowa silników lotniczych wzrosła z 15 KM/l do 30 KM/l. Inaczej mówiąc, silnik dający 25 koni z litra, jest już uważany jako silnik o dużej mocy jednostkowej. Wkroczenie silników w ten zakres wprowadza na widownię zagadnienie podwyższenia jakości olejów lotniczych.

Należy się oczywiście liczyć z tego rodzaju stanowiskiem przemysłu rafineryjnego, iż silniki lotnicze powinny być tak dalece udoskonalone, aby mogły zadawalająco pracować na olejach typu obecnie wytwarzanego. Tego rodzaju udoskonalenia, jak azotowane tuleje cylindrów i ulepszone metale łożyskowe, zwiększyły znacznie czas życia silników i pozwoliły przy użyciu obecnie rozporządzalnych olejów na wyższe osiągi; wskazuje to, w jakim stopniu konstruktorzy silników przyczynili się do przystosowania silnika do uciążliwszych warunków pracy. Zwiększenie wymiarów części, narażonych na zużycie, pozwoliłoby na uzyskanie zadawalających wyników z współczesnymi olejami, powiększyłoby jednak ciężar i wielkość silników.

W wyniku doświadczenia, zdobytego w przeciągu ostatnich dwóch lub trzech lat, wytworzono oleje, dające dobre wyniki na silnikach o dużej mocy jednostkowej, nie wydaje się zatem konieczne przebudowywanie silników celem dostosowania ich do olejów gorszej jakości. Nie należy twierdzić, aby współczesne silniki o dużej mocy nie mogły zadawalająco pracować na wysokogatunkowych współczesnych olejach lotniczych, odpowiadających ogólnie przyjętym przez przemysł silnikowy i wytwórców olejów kryteriom, niewątpliwie jednak niezawodność pracy i trwałość tych silników dałaby się znacznie podnieść przez zastosowanie olejów wyższej jakości. Jest rzeczą ogólnie uznaną, że nie istnieje możność opracowania przepisów odbiorczych, przyjętego obecnie typu, dających możność doboru pełnowartościowych produktów. Inaczej mówiąc, możnaby było sporządzić olej, spełniający wymagania tych przepisów, pozbawiony jednak własności smarnych. W związku z tym firma Wright Aeronautical Corporation przeprowadziła przed około 3 laty pod kierownictwem A. L. Beall'a metodyczne badania w zamiarze opracowania metody oceny oleju, polegającej na ustaleniu pewnych charakterystycznych dla oleju wartości, będących miarą jego przydatności do smarowania silników lotniczych o wysokiej mocy jednostkowej. Wykonane badania polegały na przeprowadzaniu długotrwałych prób oleju na silnikach lotniczych, na ocenie zachowania się oleju przy uwzględnieniu czasu pracy silnika, temperatur oleju, mocy silnika, i wreszcie na porównaniu otrzymanych wyników z pewnymi wzorcowymi warunkami. Ten sposób postępowania miał doprowadzić do ustalenia pewnej liczby, charakteryzującej olej, celem uzyskania możliwości bezpośredniego porównania ilościowego poszczególnych olejów i to bez brania pod uwagę typu silnika, użytego do prób, przy założeniu oczywiście, że poszczególnie użyte silniki nie odbiegają zanadto od siebie pod względem wielkości i mocy.

Pierwszy krok przy ocenie przydatności pewnego oleju polega oczywiście na zbadaniu go według pewnych ogólnie przyjętych przepisów odbiorczych. Przed przystąpieniem do dalszych prób należy upewnić się, czy olej odpowiada obowiązującym przepisom, obejmującym również próbę oksydacyjną, przeprowadzaną według metody, opracowanej przez Wright Aer. Corp. Po przejściu tych prób przychodzi kolej na próbę oleju w próbnym łożysku, przy czym otrzymane na tym urządzeniu wyniki są porównywane z wynikami dla oleju, uważanego dla danego urządzenia za wzorcowy. Próba na łożysku tym jest prowadzona pod obciążeniem 16 kg, podnoszonym stopniami po 2,26 kg przy początkowej temperaturze łożyska 67°. Po każdym powiększeniu ciężaru o 2,26 kg zostają przeprowadzone pomiary temperatury, zaś odpowiadające sobie wartości obciążeń i temperatur zostają porównane z odpowiednimi wartościami dla oleju wzorcowego. Do dopuszczenia oleju do próby na silniku wymagane jest stwierdzenie wyraźnej wyższości oleju w stosunku do wzorcowego. Zadaniem opisanej próby nie jest uzyskanie porównania z innymi maszynami, opartymi na łożysku próbnym, a stanowi ona jedynie pewnego rodzaju badanie wzorcowe, opracowane przez firmę aby uzyskać możność wstępnego porównania badanego oleju z innym olejem, który dał poprzednio dobre wyniki na silniku lotniczym. W ten sposób zostają wyeliminowane obawy o dobry stan silnika, który mógłby być narażony na szwank przez zastosowanie oleju o nieznanych własnościach smarnych. Próby tej nie należy w żadnym razie

traktować jako ostatecznego rozstrzygnięcia co do wzajemnej wartości oleju badanego i oleju, przyjętego na danej maszynie jako wzorcowy. Ostateczną odpowiedź co do przydatności badanego oleju do smarowania silników lotniczych w locie daje próba zdatności na silniku lotniczym. Następnie przychodzi jeszcze próba końcowa w locie, rozstrzygająca o przydatności danego oleju do smarowania pewnego określonego typu silnika. Próba na silniku lotniczym trwa przynajmniej 50 godzin i powinna być prowadzona przy mocy jednostkowej nie niższej od 24,5 KM/l. Temperatura oleju podczas tej próby powinna wynosić przynajmniej 60°. Naogół biorąc, olej obiegający w silniku posiada temperaturę około 85°.

Badanie oleju na silniku lotniczym zostaje rozpoczęte z zapasem oleju w zbiorniku, wystarczającym przynajmniej na 6-godzinną pracę silnika. W odstępach 5-godzinnych zapas oleju jest odnawiany po uprzednim pobraniu próbki oleju, przeznaczonej do analizy. Dopełnianie zbiornika oleju ma każdorazowo doprowadzić poziom oleju do wysokości, istniejącej w chwili początku próby. Odstępy czasu, dzielące pobieranie próbek, są jednakowe zarówno podczas wstępnego okresu próby (poprzedzającego próbę wytrzymałości) jak również podczas pierwszego okresu próby wytrzymałości, trwającego nie krócej 50 godzin przy mocy jednostkowej nie mniej 24,5 KM/l i nie powinny być dłuższe, niż 5 godzin. Po ukończeniu 50 godzin pracy w podanych warunkach następne próbki są pobierane w 15-godzinnych odstępach czasu. Po próbie przeprowadza się całkowita analizę (za wyjątkiem próby na oksydację) próbki, pobranej po ukończeniu 50 godzin pracy. Próbki pobranego oleju zostają połączone w grupy, odpowiadające 5-godzinnym odstępom czasu pomiędzy poszczególnymi pobraniami, po czym następuje badanie ilości zawartych w nich asfaltów twardych i szlamu; ilość tę wyraża się w mg na 10 gramów oleju, według metody Standard Oil Company. Oznacza się również wiskozę wszystkich pobranych próbek oleju w stopniach Saybolta przy temperaturze 100°.

Po ukończeniu 50 godzin pracy w opisanych warunkach lub też przy końcu całej próby silnika zostają przedsięwzięte jego oględziny, po czym następuje ocena wartości oleju oparta na metodzie, opracowanej w przeciągu ostatnich dwóch lat. Metoda ta przewiduje ocenę oleju przy uwzględnieniu trzech następujących grup danych:

1. Warunki pracy podczas trwania próby na silniku.
2. Liczby charakteryzujące stan silnika, stwierdzony podczas oględzin.
3. Stan oleju po próbie.

Stosowana metoda oceny oleju przyjmuje do ostatecznego wyniku dwukrotnie wyższą wartość spółczynników, opartych na oględzinach silnika, w porównaniu do spółczynników, ustalonych na podstawie analizy oleju. Suma tych spółczynników zostaje następnie skorygowana odpowiednio do mocy jednostkowej silnika podczas próby, średniej temperatury oleju i średniego przyrostu temperatury oleju w silniku. W ten sposób uzyskuje się skorygowaną sumę spółczynników, charakteryzującą ostateczną wartość oleju.

Opisana metoda opiera się jedynie na wynikach, uzyskanych w wyniku próby na silniku lotniczym, przyjmuje się bowiem, że badany olej odpowiada normalnym wymaganiom odbiorczym*).

Należy się spodziewać, że przyjęcie metody oceny i doboru oleju w rodzaju wyżej opisanej doprowadzi do podwyższenia jakości olejów lotniczych i do lepszego zrozumienia wymagań, stawianych przez silniki lotnicze olejom smarnym. Metoda ta zasługuje niewątpliwie pod wieloma względami na krytykę, jednak doświadczenie wskazało na dostateczną zgodność otrzymanych na jej podstawie wyników z praktyką i na znaczenie tej metody jako podstawy do porównywania poszczególnych olejów między sobą.

Samoczynna regulacja temperatury oleju jest konieczna i w amerykańskim lotnictwie ogólnie rozpowszechniona. Dążenie do zapewnienia takiej regulacji nie wymaga uzasadniania.

Samoczynna regulacja ciśnienia ładowania jest tak dalece znana, że zbędne jest przedstawianie jej zalet. Dziwna wydaje się w związku z tym wstrzemięźliwość lotnictwa amerykańskiego we wprowadzaniu tej regulacji, mimo istnienia wyraźnych względów, przemawiających za zastosowaniem jej na silnikach sprężarkowych. Należy w niedługim czasie oczekiwać szerokiego rozpowszechnienia regulatorów ciśnienia ładowania. Dotychczasowy pogląd, wskazujący na dopuszczalność wyłączania regulatora przez pilota, jako niezdrowy i niebezpieczny, powinien być zwalczany. Najważniejszym zadaniem regulatora jest uniemożliwienie takiego wyłączania i zapobieżenie pracy silnika w warunkach, sprzyjających detonacji, a zatem zagrażających nagłym uszkodzeniom silnika.

Niewątpliwie należałoby dążyć do pozbycia się zbyt wielu czynności, związanych z obsługą silnika, gdy to jest jednak niemożliwe, wówczas istniejące sterowania powinny być w miarę możności samoczynne.

8. Samoczynne urządzenia pomocnicze

Rozpatrzone tu będą samoczynne urzadzenia pomocnicze, których zadaniem jest odciążenie pilota od nadmiernej ilości czynności obsługi i zabezpieczenie silnika od niezawinionych uszkodzeń.

*) W dalszym ciągu autor podaje szczegóły przeprowadzania tego rodzaju próby oleju wraz z konkretnym przykładem, jednak ze względu na brak miejsca i dość specjalny charakter samej próby odpowiednia cześć artykułu została tu opuszczona. Czytelników, interesujących się bliżej tą ciekawą dla specjalistów próbą, odsyłamy do oryginału i do późniei wydrukowanego artykułu A. L. Beall'a w S.A.E. Journal, February 1937, str. 48—55 p.t. „Selections of Oils for Higt-Output Aircraft-Engines".

Samoczynna regulacja składu mieszanki stanowi jedną z najważniejszych w ostatnich latach zdobyczy w tej dziedzinie. Urządzenie to eliminuje w znacznej mierze wahania w zużyciu paliwa, sięgające przed wprowadzeniem samoczynnej poprawki do 25%. Znane są obecnie liczne rozwiązania tej regulacji, przyjmujące się dość szybko w praktyce. Samoczynna poprawka wysokościowa zwiększy znacznie niezawodność pracy silnika, przyczyniając się ponadto do obniżenia wydatków na paliwo. Nieocenione znaczenie posiada pozbycie się niebezpieczeństwa uszkodzeń silnika, spowodowanych niezawinioną niedokładną regulacją składu mieszanki przez pilota.

Samoczynna regulacja punktu zapłonu, znajdująca zastosowanie na samochodach, nie znalazła dotychczas rozpowszechnienia na silnikach lotniczych, aczkolwiek liczni konstruktorzy w Europie zdają sobie sprawę z korzyści, jakie dawałoby takie rozwiązanie. Nie należy wątpić w to, że regulacja taka znajdzie szerokie zastosowanie.

W braku zadawalającej konstrukcji gaźnika, któraby wyeliminowała konieczność podgrzewania powietrza przed gaźnikiem, samoczynna regulacja temperatury tego powietrza będzie stanowiła cenną zdobycz w dziedzinie samoczynnego sterowania silnika, zwalniając pilota od jednej jeszcze czynności obsługi. Tego rodzaju regulatory byłyby nastawiane na temperaturę 1,5° za gaźnikiem.

9. Kierunki rozwojowe

Dotychczasowe rozważania pozostawiły na uboczu sprawę wzajemnej wartości poszczególnych typów silników, wszelkie bowiem przewidywania na ten temat są nagół zawodne. Ostatnie 10 lat dowiodły stale rosnącej popularności silnika chłodzonego powietrzem o cylindrach w gwiazdę ze względu na jego prostotę, niskie koszty samego silnika i jego utrzymania, łatwość dostępu, niezawodność w pracy i wreszcie trwałość. Każde udoskonalenie tych silników było przyjmowane przez przeciwników jako ostatnie wogóle możliwe ulepszenie tego typu. Mimo to podwyższanie osiągów tych silników następuje w ostatnich latach jeszcze szybciej, niż poprzednio, co nie może być uważane za dowód przestarzałości ich konstrukcji.

Dążenie do budowania silników o cylindrach w dwie gwiazdy tłomaczy się dwoma względami: w pierwszym rzędzie chodzi o uzyskanie tej samej mocy przy średnicy silnika mniejszej od silnika jednogwiazdowego, powtóre zaś dąży się do zwiększenia mocy silników przez wbudowanie w silnik większej ilości cylindrów wziętych z silnika 9-cylindrowego. Mały dwurzędowy silnik gwiazdowy nie znalazł dla siebie miejsca w lotnictwie, aczkolwiek wykazał on swoją przydatność na niektórych samolotach wojskowych jednomiejscowych, przy których widoczność odgrywa specjalną rolę. W tych warunkach wojsko zgadza się ponieść wyższe koszty takiego silnika.

W Stanach Zjednoczonych zajmowano się również w pewnej mierze silnikiem chłodzonym wodą. Godne uwagi wyniki, uzyskane przez silniki Rolls-Royce, Hispano i inne, mniej znane autorowi, nie mogą być pominięte milczeniem, od żadnego bowiem typu silnika nie można oczekiwać wszechstronnej przydatności do wszystkich celów. Nie ulega wątpliwości, że silnik chłodzony cieczą nie jest w najmniejszym stopniu przestarzały, i nie zdający sobie z tego sprawy mogą zaniedbać ważną możliwość rozwojową silników lotniczych. W dziedzinie ciężarów chłodnic i zwiększenia ilości obrotów uzyskali konstruktorzy tych silników wybitne wyniki, wobec czego silnik chłodzony cieczą pozostaje nadal poważnym współzawodnikiem.

Firma Bristol wskazała drogę do silnika o sterowaniu suwakowym, zaś zdobyte przez nią doświadczenia zasługują na pełne uznanie.

W Niemczech weszły w ostatnich latach na widownię silniki Diesla dwu- i czterosuwowe, w Stanach Zjednoczonych obecnie zaniedbane. Ten brak zainteresowania jest niewątpliwie niewłaściwy, czyżby jednak Niemcy zwróciły tak wielkie wysiłki w tym kierunku, rozporządzając dużymi zapasami paliwa w niskiej cenie?

W locie podróżnym silnik gwiazdowy zużywa obecnie już tylko 195 gr/KMgodz. paliwa, co stawia pod znakiem zapytania oszczędności na paliwie, umożliwione dzięki zastosowaniu silników Diesla, zwłaszcza, że rozdział paliwa do silników Diesla na międzynarodowych szlakach lotniczych pozostawia jeszcze bardzo wiele do życzenia, w dalszym jeszcze stopniu obniżając korzyści, płynące z małego zużycia tego paliwa przez silnik. Jeszcze niższe od podanych zużycia paliwa są raz po raz uzyskiwane w laboratoriach na całym świecie. Uzyskanie w praktyce tak małych zużyć i osiągnięcie średnich ciśnień efektywnych rzędu 25 kg/cm² są celami, do których dąży konstruktor silników lotniczych. Cel ten jest jeszcze bardzo daleki i stale się odsuwa, nie należy zatem spodziewać się szybkiego jego osiągnięcia.

ZJAWISKO UNIERUCHOMIANIA PIERŚCIENI TŁOKOWYCH W NOWOCZESNYCH SILNIKACH LOTNICZYCH

M. PAGNY

Podczas ostatniego międzynarodowego salonu lotniczego w Paryżu odbył się cykl odczytów na tematy lotnicze, organizowany co cztery lata przy sposobności salonu pod nazwą: „Journées Techniques Internationales de l'Aéronautique". Podczas dyskusji, która wywiązała się po jednym z odczytów, poruszono sprawę zmian, zachodzących w silniku lotniczym pod wpływem starzenia się oleju lotniczego, przy czym p. Pagny wypowiedział między innymi następujące ciekawe uwagi.

Nie należy twierdzić, aby wypadki unieruchomiania i pękania pierścieni, zachodzące często w nowoczesnych silnikach lotniczych ze sprężarką i reduktorem, niezależnie od metody chłodzenia, były wywoływane produktami starzenia oleju lub paliwa. Wielka ilość rozbiórek i oględzin silników, dokonana w obecności mówcy, wykazała całkowitą nieobecność osadów węglistych w wytoczeniach dla pierścieni jak również na wewnętrznych lub zewnętrznych powierzchniach unieruchomionych lub pękniętych pierścieni, których wymiana była konieczna. Okoliczność ta nikogo nie zdziwiła, gdyż analizy próbek olejów, pobieranych podczas 600- i więcej godzinnej pracy obserwowanych silników, nie wykazały w żadnym wypadku istnienia w oleju zwracających uwagę ilości asfaltów.

Należy tu zwrócić uwagę na tę epidemię, atakującą pierścienie tłokowe nowych silników o wysokiej sprawności wolumetrycznej (to znaczy ze sprężarką, przyp. tłom.) i wywołującą unieruchomienie a następnie pękanie drugiego pierścienia od góry przy jednoczesnym oszczędzeniu pozostałych. Zgadzając się z p. Ménétrier, autor widzi przyczynę tego zjawiska w odkształcaniu metalu tłoka w sąsiedztwie dna, co wpływa przede wszystkim na rowek dla drugiego pierścienia, którego miejscowe ścieśnienia wystarczają dla unieruchomienia pierścienia.

Mówiąc o silnikach chłodzonych powietrzem, przedstawiciel firmy Gnome & Rhone doszedł niedawno do wniosku, że częścią, stanowiącą o dalszym ich rozwoju nie jest cylinder a tłok. Przed trzema laty inżynier amerykański o światowej sławie, p. Arthur Nutt zajął zbliżone stanowisko w chwili, która nastąpiła po ukończeniu prób zdatności pierwszego silnika „Twin - Whirlwind". Oświadczył on, że dla uzyskania tego wyniku konieczna była jedenastokrotna zmiana tłoka.

Być może, należy się dopatrywać pewnej zależności między rozpowszechnieniem się kutych tłoków a pojawieniem się, a następnie częstym występowaniem unieruchomień i pęknięć drugich pierścieni. Podczas gdy tłoki lane miały raczej dość cienkie dno, wzmocnione żeberkami, to tłok kuty jest zaopatrzony w dno z konieczności dość grube ze względu na płaskość jego powierzchni wewnętrznej; bywają również tłoki kute o wewnętrznej powierzchni den zaopatrzonej w gęste żeberka nakształt plastra miodu, odkute lub obrobione z pełnego, nie stojące jednak na wysokości narzuconego im zadania, którym jest wzmocnienie i chłodzenie dna.

Stosunkowa cienkość dna tłoków lanych tłumaczy, zachodzące przy tych tłokach unieruchomianie pierwszego pierścienia, zachodzące pod wpływem nagromadzenia się osadów węglistych, przyśpieszonego nadmiernym miejscowym rozgrzaniem tłoka. W wypadku tłoków kutych połączenie płaszcza tłoka z jego dnem, pozbawione skutecznego użebrowania, usprawiedliwia unieruchomianie drugiego pierścienia, występujące w konsekwencji zacieśnienia się rowka, innym dowodem słuszności tego tłomaczenia są pęknięcia, powstające lub zaczynające się we wnętrzu tłoka na poziomie drugiego pierścienia.

Interesujące byłyby doświadczenia z tłokami kutymi, następnie zaś obrobionymi nakształt głowic silników Bristol. W ten sposób możnaby w najwłaściwszy sposób dobrać przekroje, przenoszące największe siły i odpowiednio dostosować powierzchnie promieniujące: ponadto możnaby odpowiednio rozłożyć żeberka podtrzymujące i odprowadzające ciepło i w należyty sposób wyzyskać do chłodzenia tłoka wir powietrza i oleju, istniejący w karterze.

Uniknięcie tego zjawiska na drodze powiększenia luzu bocznego było jednym ze sposobów odrazu się narzucających, jednak uzyskane wyniki zawiodły oczekiwania. Mówca śledzi krok za krokiem doświadczenia prowadzone w jednym z europejskich krajów nad dobrze znanymi silnikami zagranicznymi, których setki są w użyciu na najważniejszych światowych liniach komunikacyjnych; prace zostały rozpoczęte w przybliżeniu przed dwoma laty i od tego czasu osiem różnych typów tłoków wymiennych przeszło przez ręce autora. Na tej podstawie można twierdzić, że przyczyna zjawiska unieruchomienia i pękania pierścieni nie leży w niewłaściwym luzie.

Autor nie zaprzecza wielkiej wagi luzu bocznego pierścieni, jednak rola tego luzu wyraża się przede wszystkim wpływem, jaki on wywiera na obieg oleju; obieg ten jest konieczny dla usunięcia asfaltów twardych w miare ich tworzenia się a przynajmniej przed stwardnieniem tych asfaltów.

Na zakończenie należy przypomnieć, że mechanicy dają wyraz podobnemu przekonaniu wówczas, gdy zapewniają, że jedyny sposób smarowania olejem rycynowym bez unieruchomienia pierścieni polega na „zatopieniu" tłoka w oleju. Opinię tę należy uzupełnić wyjaśnieniem, że z metodą tą łączy się konieczność znacznego zwiększenia zużycia oleju, gdyż nadmiernym luzom tłoka w cylindrze i pierścieni w rowkach towarzyszą zużycia jednostkowe 30; 40 i więcej gramów oleju na KMgodz.

O WYNIKACH BADAŃ AERODYNAMICZNYCH I ICH ZASTOSOWANIU DO KONSTRUKCJI SAMOLOTÓW*)

CLARK B. MILLIKAN

Na podstawie oryginału p. t. On the Results of Aerodynamic Research and Their Application to Aircraft Construction", Journal of the Aeronautical Sciences, December 1936, str. 43 — 53, opracował inż. W. Challier.

W chwili obecnej ustalił się już wygląd nowoczesnych, szybkich samolotów lądowych średnich i dużych wymiarów: dolnopłat wolnonośny o dużej rozpiętości, silniki starannie osłonięte, podwozie chowane, kadłub i gondole silnikowe o dobrych kształtach opływowych. Zanim formuła ta została ogólnie uznana i przyjęta, znaczna część pracy konstruktora polegała na porównaniu rozmaitych możliwych rozwiązań konstrukcyjnych i wyborze rozwiązania uznanego za najlepsze dla danego przypadku. Jeśli ograniczymy się do stosunkowo dużych samolotów komunikacyjnych i wojskowych, to wydaje się, że na zagadnienie to istnieje obecnie pogląd jednolity. Prawie wszystkie nowoczesne samoloty amerykańskie, z wyjątkiem niektórych samolotów wojskowych, którym stawiane są specjalne wymagania, posiadają wygląd zewnętrzny bardzo podobny (porównywując oczywiście samoloty o tej samej liczbie silników). Co więcej, wygląd obecnie projektowanych najnowszych samolotów jest, ogólnie biorąc, bardzo podobny do samolotów będących od roku w regularnym użytkowaniu. Konstruktor jest więc, praktycznie biorąc, odciążony od kwestii wpływu ogólnych form zewnętrznych płatowca na zasadnicze problemy aerodynamiczne, osiągi i własności lotu, wobec czego może on główną uwagę zwrócić na inne strony tych problemów.

Dążąc do polepszenia osiągów, poświęcono wiele uwagi zagadnieniu chropowatości powierzchni. Decyzja co do wartości skrajnych środków ostrożności, służących do zmniejszenia chropowatości powierzchni w nowoczesnych konstrukcjach metalowych, zależy w dużej mierze od rozważań ekonomicznych. Aby móc w sposób racjonalny porównać koszty wykonania połączeń stykowych, nitów wpuszczonych, okien gładko wbudowanych i t. p. z osiągalnym w ten sposób zmniejszeniem kosztów eksploatacyjnych, potrzebne są dokładne dane o ich wpływie aerodynamicznym. Odnośny stan rzeczy w Stanach Zjednoczonych jest mniej więcej następujący: większość szybkich samolotów, będących w budowie posiada nity wpuszczone i gładkie połączenia stykowe blach w pobliżu krawędzi natarcia; w kilku samolotach obecnie projektowanych zastosowano ten sposób wykonania na całej powierzchni i przewidziano nadto gładko wbudowane okna i drzwi. Praktyka wykaże, czy takie wyrafinowania konstrukcyjne są celowe we wszystkich przypadkach.

Gdy ogólny kształt zewnętrzny płatowca jest ujednostajniony, chropowatość powierzchni zmniejszona do minimum, a moc silników ograniczona względami na ekonomię, pozostaje tylko jedna droga do polepszenia osiągów: polepszenie warunków aerodynamicznych, w których samolot lata. Można to osiągnąć dwoma sposobami: przez dokładną analizę warunków przelotowych oraz przez lot na bardzo wielkich wysokościach.

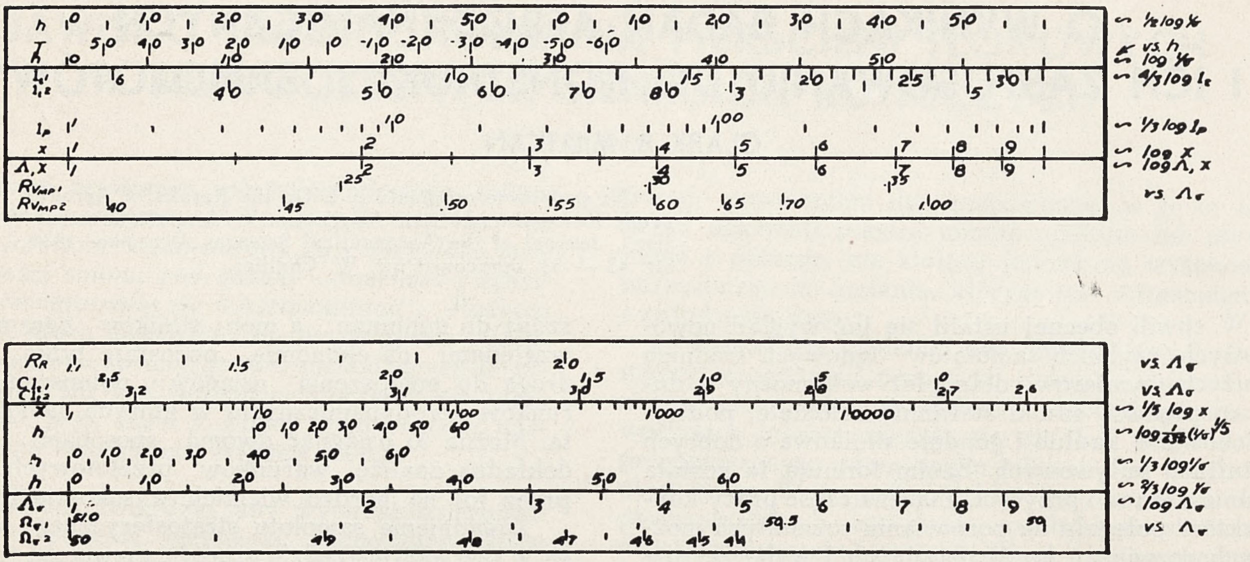
Zagadnienie samolotu stratosferycznego wymaga w pierwszym rzędzie szeregu rozwiązań w dziedzinie konstrukcji, silników i wyposażenia, włączając w to konstrukcję kabin szczelnych z nadciśnieniem wewnętrznym, silników z wysokim doładowaniem oraz bardzo dokładnej i pewnej regulacji ciśnienia w kabinie. Jednak zagadnienie to postawiło i aerodynamikom ważny problem: zbadania wpływu lotu na dużych wysokościach na osiągi. Wpływ ten trzeba określić, aby użytkownicy i konstruktorzy mogli zdać sobie sprawę, czy korzyści płynące z polepszenia osiągów przewyższą dodatkowe koszty i komplikacje konstrukcji samolotu stratosferycznego. Obliczenia osiągów muszą więc być dostatecznie dokładne, a metody obliczeń elastyczne z powodu niepewności charakterystyk silników, przeznaczonych do lotów stratosferycznych. Względy te, jak również konstrukcja nowych typów śmigieł (np. śmigła o stałej ilości obrotów), konieczność uwzględnienia przy doborze śmigła warunków startu samolotów o dużej rozpiętości szybkości oraz żądanie dokładnego wyznaczenia osiągów na gazie zredukowanym, spowodowały, że ostatnio zajęto się ponownie zagadnieniem obliczenia osiągów.

Obliczanie osiągów

W ostatnich latach stosowano w Stanach Zjednoczonych prawie powszechnie metodę obliczania osiągów Oswald'a.[1]). Metoda ta polega na analizie matematycznej zagadnienia, zastępującej sposób graficzny, bardziej uciążliwy. Opierając się na wynikach tej analizy, Oswald opracował szereg krzywych do szybkiego określenia najważniejszych osiągów samolotów, posiłkując się w tym celu empirycznymi danymi dla silników i śmigieł. Pierwotne krzywe Oswald'a dotyczyły silników bezsprężarkowych, przy pełnym otwarciu przepustnicy, przy czym dobierano śmigło (o skoku stałym) posiadające najlepszą sprawność przy szybkości maksymalnej. Oswald opracował następnie krzywe dla silników ze sprężarką napędzaną mechanicznie, jednak jest oczywiste, że metoda jego nie na-

*) Odczyt wygłoszony na zebraniu Lilienthal Gesellschaft für Luftfahrtforschung w Berlinie dn. 13 października 1936 r.

[1]) W. Bailey Oswald: General Formulas and Charts for the Calculation of Airplane Performance, N.A.C.A. Tech. Rep. 408, oraz: Methods of Performance Calculation for Airplanes with Supercharged Engines Developed by W. Bailey Oswald, A.C.I.C. 679.



Rys. 1. Suwak rachunkowy do obliczania osiągów (jednostki angielskie).

daje się do rozwiązania nowych zagadnień osiągów, o których była mowa wyżej. Ostatnio metoda Oswald'a została rozszerzona na śmigła o stałej ilości obrotów[1] (których maksymalna sprawność w dalszym ciągu odpowiada szybkości maksymalnej samolotu), ale opracowane w tym celu krzywe również nie nadają się do rozwiązania większości nowych problemów i w ostatnich czasach usiłowano je uogólnić.

Jednym z tych uogólnień jest opracowana przez W. C. Rockefeller'a metoda, która znalazła już szerokie zastosowanie w amerykańskim przemyśle lotniczym na wybrzeżu Pacyfiku. Polega ona na takim przekształceniu metody Oswald'a, że wzory analityczne i krzywe ostateczne są zupełnie niezależne od charakterystyk zespołu napędowego. Można również skonstruować suwak rachunkowy zawierający wyniki metody Rockefeller'a. Suwak taki albo tablice odpowiednich krzywych mogą być użyte, razem z charakterystykami silnika i śmigła, do zbadania warunków pracy dowolnego zespołu napędowego. Na rys. 1 pokazany jest szkic takiego suwaka w tej formie, w jakiej ma się on w niedługiej przyszłości ukazać w handlu.

Metoda Rockefeller'a zastosowana została z dużym powodzeniem do wszystkich zagadnień osiągów, o których była mowa. Jako przykład jej zastosowania podano na rys. 2 krzywe przedstawiające stosunek szybkości lotu na różnych wysokościach do szybkości przy ziemi dla samolotów ze stałą mocą ciągu. Parametr Λ, naniesiony jako odcięta, nazwany został „podstawowym parametrem osiągów"; zawiera on tylko zasadnicze wielkości konstrukcyjne: ciężar, rozpiętość, zastępcza powierzchnia szkodliwa i moc ciągu. W ogólności, mała wartość Λ odpowiada wysokim osiągom i odwrotnie. Krzywe wykazują jasno wielki zysk na szybkości, który można osiągnąć przez bardzo wysokie doładowanie silników dla samolotów o wysokich osiągach (małe Λ) w porównaniu z zyskiem możliwym dla samolotów o niskich osiągach (duże Λ).

Odpowiednio do dwóch krzywych: stosunku szybkości na pułapie teoretycznym i największego możliwego stosunku szybkości, otrzymujemy dwa bardzo proste i ciekawe wyrażenia analityczne na wysokość pułapu teoretycznego i na największą szybkość możliwą na danej wysokości; wyrażenia te zostały również przedstawione na rys. 2. Widzimy, że chociaż na niezbyt wielkich wysokościach zmiany ciężaru nieznacznie wpływają na szybkość maksymalną na danej wysokości, ciężar jest czynnikiem bardzo ważnym dla największej możliwej szybkości samolotu ze stałą mocą ciągu.

Posługując się podobnymi metodami obliczeń i uwzględniając czynniki zarówno ekonomiczne, jak i aerodynamiczne, Rockefeller i inni przeprowadzili analizę stratosferycznej komunikacji lotniczej. Jako najważniejszy wniosek otrzymali oni, że lot stratosferyczny jest gospodarczo możliwy przy odległościach między lądowaniami wynoszących 1160 — 2400 km. Obecnie odbywają się w Stanach Zjednoczonych loty próbne z samolotami wyposażonymi do lotów substratosferycznych, a szereg prawdziwych pasażerskich samolotów stratosferycznych jest w budowie lub w projektowaniu.

Należy zwrócić uwagę, że metody obliczeń, o których była mowa pozwalają na szybkie i dokładne obliczenie osiągów w założeniu, że znane są charakterystyki aerodynamiczne samolotu. Wyznaczenie tych charakterystyk jest zagadnieniem zupełnie odrębnym, które zostanie poruszone w dalszym ciągu.

Stateczność statyczna

Parę lat temu, użytkownicy żądali od konstruktora przede wszystkim zwiększenia osiągów. Mniej więcej od roku osiągi samolotów, zwłaszcza komunikacyjnych, uległy pewnej stabilizacji, i konstruktorzy mogli poświęcić więcej uwagi zagadnieniu stateczności i sterowności, co było spe-

[1]) Roland J. White and Victor J. Martin: Charts for Calculating the Performance of Airplanes having Constant Speed Propellers, N.A.C.A. Tech. Note 579.

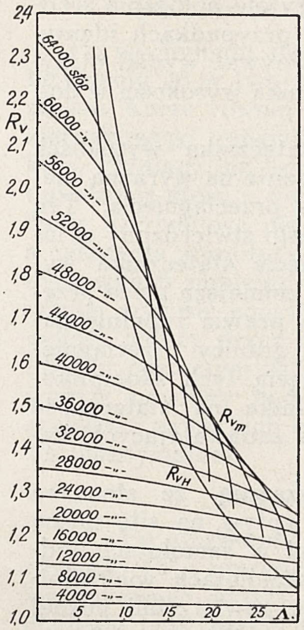
cjalnie ważne ze względu na szybki wzrost wymiarów projektowanych samolotów.

Podstawowym problemem własności lotu jest zagadnienie statycznej stateczności podłużnej. Jeden z elementów tego starego zagadnienia, mianowicie wpływ strumienia śmigłowego na siłę nośną i moment podłużny, był w ostatnich czasach często omawiany, stanowiąc również przedmiot badań doświadczalnych. Najlepszym sposobem badania tego zagadnienia w tunelu aerodynamicznym jest stosowanie modeli samolotów, zaopatrzonych w silniczki napędzające śmigiełka wykonane w tej samej skali, co i model płatowca, przy czym badania powiny obejmować cały zakres posuwów spotykany w locie danego samolotu. W pomiarach tego rodzaju pożądane jest, aby szybkości obwodowe końców modelu śmigła były w przybliżeniu równe szybkościom obwodowym śmigła rzeczywistego; ilość obrotów modelu śmigła musi więc, zgrubsza biorąc, być odwrotnie proporcjonalną do skali modelu. Pomiary tego rodzaju wykonane zostały kilka lat temu w Getyndze, jednak mała skala użytych modeli i odpowiednio wysokie ilości obrotów powodowały znaczne trudności techniczne, mocno ograniczające zakres prac doświadczalnych, wykonanych z urządzeniem getyngeńskim. Przed paru laty, California Institute ot Technology skonstruował urządzenie napędowe, które może być wbudowane w kadłub modelu jednosilnikowego samolotu komunikacyjnego średniej wielkości, wykonanego w skali 1:6. Z modelem takim wykonane zostały dwie prace badawcze. Pierwsza z nich, wykonana przez por. Russell'a i por. Mc Coy, przydzielonych do California Institute of Technology przez przez marynarkę wojenną i armię Stanów Zjednoczonych, dotyczyła modelu górnopłata, a wyniki jej zostały już opublikowane [1]). Druga praca, wykonana przez por. kom. Bolster'a i por. Fleming'a, również przydzielonych przez marynarkę amerykańską, dotyczyła dolnopłatów. Praca ta nie została jeszcze opublikowana, a niektóre jej wyniki zostaną omówione poniżej.

Analiza wyników pomiarów wykazała, że najbardziej dogodnym parametrem dla przedstawienia mocy potrzebnej do lotu jest kąt wznoszenia (lub kąt lotu ślizgowego), oznaczony przez Θ. Wykresy podają więc krzywe, wykreślone dla różnych stałych wartości Θ, przy czym wartości dodatnie odpowiadają nadmiarowi mocy (wznoszeniu), zaś wartości ujemne — niedostatkowi mocy (lotowi ślizgowemu).

Na rys. 3 podany jest szkic modelu w układzie dolnopłata, wraz z dwoma położeniami usterzenia wysokości, do których odnoszą się wyniki pomiarów, omówione w dalszym ciągu. Ten sam model, przekształcony na górnopłat, służył do badań dotyczących układu górnopłata; w badaniach tych usterzenie wysokości znajdowało się w położeniu dolnym. Wymiary na rys. 3 podane są w odniesieniu do średniej cięciwy płata t.

Na rys. 4 podane są krzywe spółczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia, dla układów gór-



$V_m = 239{,}2 \frac{P}{G} \sqrt{\frac{b_e^2}{f}}$ = największa możliwie szybkość (km/godz.).

$\sigma_H = 0{,}001554\, \Lambda^{3/2}$ = gęstość względna na pułapie

$\Lambda = 1{,}016 \frac{l_s l_t^{4/3}}{l_p^{1/3}}$ = podstawowy parametr osiągów

$l_s = \frac{G}{b_e^2}$ = obciążenie rozpiętości

$l_t = \frac{G}{P}$ = obciążenie mocy ciągu

$l_p = \frac{G}{f}$ = obciążenie powierzchni szkodliwej

G = ciężar szkodliwy (kg)

b_e = rozpiętość efektywna (m)

P = moc ciągu (KM)

f = zastępcza powierzchnia szkodliwa (m²)

$R_v = \frac{V}{V_0}$ = stosunek szybkości.

V_0 = szybkość pozioma przy ziemi przy mocy ciągu P

V = szybkość pozioma na wysokości przy mocy ciągu P

R_{vH} = stosunek szybkości na pułapie teoretycznym

R_{v_m} = największy możliwy stosunek szybkości.

Wysokości podano w stopach (1 stopa = 0,3048 m)

Rys. 2. Wykresy stosunku szybkości.

nopłata i dolnopłata, bez śmigła i w przypadku, gdy ciąg śmigła równoważy opór w locie poziomym. Wyraźnie widać powiększenie siły nośnej dla danego kąta natarcia i wzrost wartości krytycznego kąta natarcia (odpowiadającego maximum siły nośnej). Dla dolnopłata obliczono nadto wzrost siły nośnej, z uwzględnieniem składowej pionowej ciągu śmigła oraz wpływu zwiększonej szybkości na część skrzydła, znajdującą się w strumieniu śmigłowym. Zgodność rachunku z doświadczeniem jest zadawalająca poniżej granicy przeciągnięcia, ale wzrostu kąta natarcia odpowiadającego największej sile nośnej w locie z silnikiem pracującym nie można dotychczas przewidzieć ilościowo w sposób zadawalający.

Na rys. 5 podane są krzywe momentu podłużnego względem środka ciężkości w funkcji spółczynnika siły nośnej dla różnych układów. Jako dodatnie przyjęto momenty przeciągające (opuszczające ogon samolotu), tak, że ujemne pochylenie krzywych oznacza stateczność statyczną, zaś pochylenie dodatnie — niestateczność statyczną. Wpływ pracującego śmigła jest widoczny. Wpływ pracy zespołu napędowego, zmniejszającej stateczność, wzrasta ze wzrostem wychylenia do góry steru wysokości, tak, że przy dużych wychyleniach steru wysokości praktycznie niema stateczności w locie z silnikiem pracującym. Skuteczność steru wysokości jest znacznie zwiększona przez działanie zespołu napędowego, co zgadza się najzupełniej z doświadczeniem każdego pilota. Stateczności górnopłata i dolnopłata nie można

[1]) J. S. Russell i H. M. Mc. Coy: Wind Tunnel Tests on a High Wing Monoplane with Running Propeller — Jour. Aeron. Scien., tom 3, 1936, Nr. 3.

wprost porównywać, gdyż przyjęte położenia środka ciężkości nie były w obu przypadkach identyczne. Można natomiast porównywać wyniki otrzymane dla obu położeń statecznika wysokości w dolnopłacie.

Dla dolnego położenia statecznika wysokości, znaczna część krzywych wskazuje na wyraźną niestateczność tuż przed granicą przeciągnięcia. Ten rodzaj niestateczności był często stwierdzony w locie u dolnopłatów. Przesunięcie statecznika wysokości do położenia górnego zmniejsza nieco przeciętną stateczność, ale usuwa prawie zupełnie nagłą niestateczność w pobliżu granicy przeciągnięcia. Próby rachunkowego ujęcia tych skomplikowanych wpływów pracy silnika na stateczność podłużną nie dały dotychczas zadawalających wyników.

Przykłady powyższe wykazują, że strumień śmigłowy wywiera znaczny wpływ na siłę nośną i stateczność statyczną nawet w samolotach jednosilnikowych. W dużych samolotach wielosilnikowych często znaczna część powierzchni nośnej znajduje się w strumieniu śmigłowym, tak, że wpływ zespołu napędowego może w tych warunkach mieć znaczenie wyjątkowo wielkie. W Stanach Zjednoczonych rozpoczęte już zostały badania zarówno teoretyczne, jak i doświadczalne tego zagadnienia, przy czym szczególnie dogodnym narzędziem pracy powinny się okazać nowe olbrzymie tunele aerodynamiczne.

Dynamiczne własności lotu

Jeszcze bardziej złożone od wpływów stateczności statycznej, właśnie rozpatrzonych, są własności dynamiczne, do których zazwyczaj odnosi się pojęcie „własności lotu". Jedną z największych trudności, związanych z tym zagadnieniem jest fakt, że dotychczas niema jeszcze jednomyślności wśród użytkowników co do określenia dobrych własności lotu, tak, że nawet ideał, do którego powinien dążyć konstruktor, jest bardzo nieokreślony i niepewny. Ponadto, gdy nawet ustalony został pewien określony kierunek, mało jest takich własności lotu, dla których można przepisać wartości liczbowe odróżniające dobre własności od złych. Jasne jest, że dla osiągnięcia znaczniejszych postępów w tej dziedzinie konieczna jest ścisła współpraca użytkowników, pilotów i konstruktorów, przy czym należałoby iść drogą następującą:

Użytkownik zamawiający nowy samolot podaje wymagania liczbowe dla wszystkich własności lotu, dla których jest w stanie to uczynić. Konstruktor stara się spełnić te wymagania, a próby w locie zbudowanego samolotu ustalają zależność między założeniami konstrukcyjnymi i otrzymanymi własnościami lotu. Następnie zaś, doświadczenie nabyte w czasie użytkowania samolotu pozwoli na wprowadzenie modyfikacyj do wymagań poprzednich oraz ustalenie nowych wymagań liczbowych przy budowie nowych samolotów.

Droga ta jest dość długa i kosztowna, jednak ostatnio w Stanach Zjednoczonych uczyniono na niej poważny krok naprzód. Dla czterosilnikowego samolotu pasażerskiego Douglas DC-4, budowanego obecnie dla pięciu najpoważniejszych amerykańskich linii lotniczych, ustalone zostały wymagania liczbowe odnośnie szeregu własności lotu, prawdopodobnie poraz pierwszy w sposób tak szczegółowy i wszechstronny. Wymagania te opracowane zostały przez E. P. Warner'a; część ich przytoczono poniżej, przy czym niektóre wartości liczbowe zaokrąglono przy zamianie jednostek angielskich na metryczne.

Ogólnie biorąc, wymagania poniższe powinny być spełnione przy wszystkich szybkościach, od 16 km/godz. powyżej szybkości minimalnej do 32 km/godz. powyżej szybkości maksymalnej lotu poziomego, przy wszystkich otwarciach przepustnicy i rozkładach ciężarów, z podwoziem i klapami opuszczonymi lub schowanymi. Szybkość maksymalna dopuszczalna z podwoziem i klapami opuszczonymi jest oczywiście ograniczona. Wymagania są podzielone na grupy, tworzące pewną całość logiczną.

1. Zachowanie się samolotu ze sterami puszczonymi.

Samolot wyrównoważony na dowolnej szybkości, zawartej między 160 km/godz, a szybkością maksymalną, powinien odpowiadać następującym warunkom ze sterami luźno puszczonymi:

a) W powietrzu dość niespokojnym (szybkości podmuchów 1,5 ÷ 2 m/sek) wszystkie regularne wahania powinny zostać stłumione po najwyżej trzech okresach; samolot nie powinien utrzymywać przez czas dłuższy od 15 sek kąt przechylenia poprzecznego lub odchylenia kierunkowego większy, niż 15°, albo szybkość różniącą się od szybkości wyrównoważenia o więcej, niż 24 km/g.

b) W powietrzu spokojnym (szybkości podmuchów mniejsze od 1 m/sek) kąt pochylenia poprzecznego lub odchylenia kierunkowego nie powinien nigdy przekroczyć 10°, a odchylenia szybkości od szybkości wyrównoważenia nie powinny przekroczyć 16 km/godz.

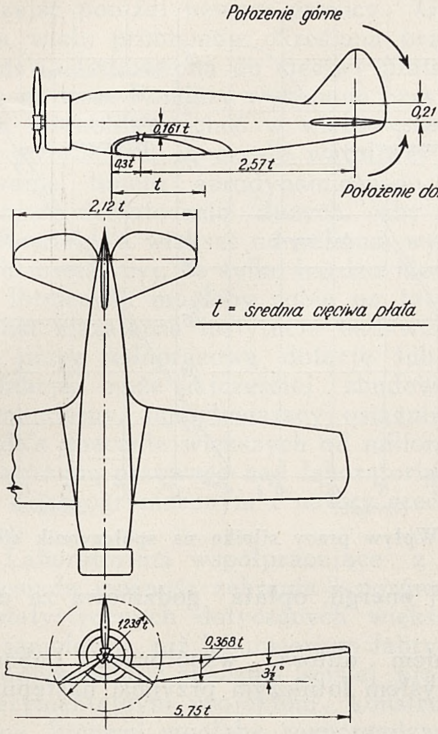
2. Stateczność podłużna statyczna.

a) Pochylenie krzywej siły na sterownicy wysokości, potrzebnej do lotu ustalonego, w funkcji szybkości lotu powinno być w każdym punkcie ujemne; krzywa nie powinna posiadać nieciągłości lub nagłych zmian krzywizny. Wartość liczbowa pochylenia krzywej powinna być stale mniejsza od 0,45 kg na 1 km/godz.

b) Krzywa wychylenia steru wysokości w funkcji szybkości lotu powinna mieć równy przebieg, a jej pochylenie powinno mieć wszędzie ten sam znak.

3. Stateczność podłużna dynamiczna.

a) Po wyrównoważeniu samolotu w locie poziomym na dowolnej szybkości zawartej między 50% a 100% szybkości maksymalnej należy pochylić w dół jego łeb o 10° i tak długo trzymać samolot w tym położeniu, aż szybkość jego wzrośnie o 40 km/godz. Po puszczeniu sterownicy wysokości, samolot powinien wówczas podlegać wahaniom tłumionym, których amplituda powinna się zmniejszyć conajmniej do 1/5 początkowej wartości po czterech pełnych wahaniach, przy czym okres nie powinien nigdy być mniejszy od 35 sek.



Rys. 3. Szkic modelu zaopatrzonego w silnik i śmigło pracujące.

b) Gdy przy szybkościach większych o około 16 km/godz od odpowiednich szybkości przeciągnięcia [1]) sterownica wysokości zostaje odepchnięta i przytrzymana w tym położeniu tak długo, aż przyrost szybkości wyniesie 16 km/godz, a następnie puszczona luźno, powinna się w przeciągu trzech pełnych wahań ustalić szybkość różniąca się od pierwotnej szybkości o nie więcej, niż 8 km/godz. W czasie wahań szybkość nie powinna nigdy obniżyć się do wartości, przy której występują wyraźne nieregularności w zachowaniu się samolotu.

4. Stateczność kierunkowa statyczna.

a) Krzywe wychyleń steru kierunkowego i siły na pedałach, potrzebnych do lotu prostego, w funkcji jednostronnego ciągu śmigieł (wywołanego przez zmiany ciągu śmigieł po obu stronach samolotu) powinny przebiegać równo, bez nagłych zmian pochylenia. Dotyczy to również krzywej kąta odchylenia kierunkowego w funkcji ciągu jednostronnego.

b) Po raptownym wychyleniu lotek o 10°, przytrzymaniu ich w tym położeniu aż do osiągnięcia przechylenia poprzecznego równego 15° i zachowaniu tego stanu lotu przez 3 sek, zmiana kursu powinna być zawarta między 1° i 5°.

Siły na sterownicy konieczne do utrzymania lotu prostego z przechyleniem poprzecznym równym 15° nie powinny przekraczać 23 kg dla steru kierunku i 14 kg dla steru wysokości.

[1]) Terminem tym (odpowiadającym ang. „stalling speed") określam szybkość odpowiadającą kątowi natarcia, przy którym samolot traci sterowność („przeciąga się"). Szybkość ta nie zawsze odpowiada krytycznemu kątowi natarcia. (Przyp. tłum.).

5. Stateczność kierunkowa dynamiczna.

Po wychyleniu steru kierunkowego o 10°, przytrzymaniu go w tym położeniu aż do uzyskania zmiany kursu równej 10° i puszczeniu luźno steru kierunkowego powinien ustalić się ostatecznie kurs, różniący się od kursu posiadanego w chwili puszczenia steru o nie więcej, niż 5°. Pierwsze wahanie kierunkowe nie powinno przekraczać 12°, a całkowita amplituda powinna w ciągu trzech pełnych wahań zmniejszyć się do 3°. Okres wahań powinien wynosić conajmniej 20 sek, a skrzydło samolotu należy przez cały czas utrzymywać w położeniu poziomym za pomocą lotek. Warunki powyższe powinny być spełnione dla wszystkich szybkości zawartych między 50% a 100% szybkości maksymalnej.

6. Stateczność poprzeczna.

a) Po uzyskaniu przechylenia poprzecznego równego 15° i utrzymując kurs za pomocą steru kierunkowego, należy puścić raptownie lotki. Przechylenie poprzeczne powinno w ciągu 15 sek zmniejszyć się do mniej. niż 2°, a odpowiadająca temu strata wysokości nie powinna przekraczać 100 m. (W pobliżu granicy przeciągnięcia wymagania są nieco mniej surowe). O ile wyrównanie samolotu nie następuje przez wahnięcie aperiodyczne, wówczas amplituda wychyleń po za położenie neutralne nie powinna przekraczać 5°.

b) Przy każdym przechyleniu poprzecznym samolotu w granicach do 45°, w połączeniu z dowolnym ślizgiem, cofnięcie do położenia neutralnego lub puszczenie luźno steru kierunkowego i lotek powinno powodować conajmniej stopniowe zmniejszenie przechylenia poprzecznego i szybkości kątowej obrotu.

7. Sterowność.

a) Przy szybkości o 10 km/godz większej od szybkości przeciągnięcia (z klapami opuszczonymi lub nie) zmiana kąta pochylenia podłużnego o ± 5° przy użyciu jedynie steru wysokości powinna być możliwa w 1.5 sek.

b) Przy szybkości o 15 km/godz większej od szybkości przeciągnięcia, zmiana kursu o 10° przy użyciu jedynie steru kierunkowego powinna być możliwa w 3 sek.

c) Przy szybkości o 10 km/godz większej od szybkości przeciągnięcia, przechylenie poprzeczne samolotu o 10° przy użyciu jedynie lotek powinno być możliwe w 3 sek.

d) Siły na sterownicach w czasie powyższych prób nie powinny przekraczać: 35 kg na sterownicy wysokości (ciągnienie lub odpychanie), 70 kg na pedałach i 14 kg siły obwodowej na kole sterowania lotek.

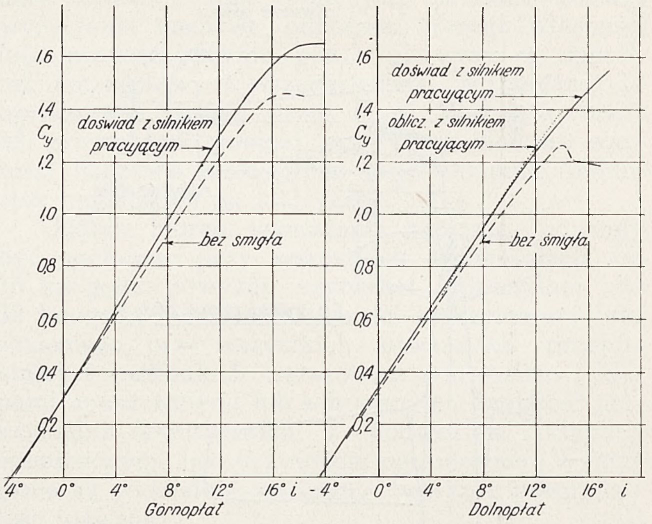
e) Przy szybkości o 15 km/godz większej od szybkości przeciągnięcia oraz przy każdej szybkości wyższej, raptowne wychylenie lotki powinno spowodować przyśpieszenie zmiany kierunku mniejsze od jednej dziesiątej przyśpieszenia obrotu dookoła osi podłużnej.

f) Przy każdej szybkości przewyższającej szybkość przeciągnięcia o więcej, niż 30 km/godz, utrzymanie prostego kursu powinno być możliwe po zupełnym wyłączeniu wszystkich silników jed-

nej strony samolotu i z silnikami drugiej strony pracującymi na mocy nominalnej. Siła na pedałach, przy neutralnym ustawieniu klap wyrównawczych, nie powinna przekraczać 90 kg aż do szybkości równej podwójnej szybkości przeciągnięcia. Powinno być nadto możliwe zupełne wyrównoważenie kierunkowe samolotu za pomocą klap wyrównawczych steru kierunkowego.

g) W czasie wykonywania zakrętu z przechyleniem poprzecznym 45° i z szybkością 225 km/godz, siły na sterownicach nie powinny przekraczać: 45 kg na pedałach steru kierunkowego, 35 kg na sterownicy wysokości i 23 kg na obwodzie koła sterowego. Odnosi się to zarówno do ustalonego zakrętu, jak i do wprowadzania samolotu w zakręt z lotu prostego w czasie nie dłuższym od 5 sek.

Warunki powyższe nie wyczerpują bynajmniej wszystkich wymagań postawionych samolotowi DC-4 przez Warner'a, wskazują one jednak, w jak szczegółowy sposób należy w przyszłości traktować zagadnienie własności lotu.



Rys. 4. Wpływ pracy silnika na spółczynnik siły nośnej.

Współpraca niezależnych instytucji badawczych z konstruktorami samolotów i przemysłem lotniczym

Uwagi autora dotyczące tej sprawy oparte są na jego osobistym doświadczeniu zebranym w Laboratorium Lotniczym Guggenheim'a (Guggenheim Aeronautical Laboratory) w Pasadenie. Zakład ten założony został w r. 1926 jako oddział Kalifornijskiego Instytutu Technologicznego (California Institute of Technology), dzięki dotacji otrzymanej z „Daniel Guggenheim Fund for the Promotion of Aeronautics". Wydatki bieżące zakładu pokrywane są częściowo z dochodów dotacji pierwotnej, głównie jednak z budżetu ogólnego Instytutu. Zadaniami Laboratorium, kierowanego przez prof. von Kármán'a, są: teoretyczne i praktyczne techniczne wykształcenie lotnicze zaawansowanych studentów, prowadzenie badań z dziedziny lotnictwa i dziedzin pokrewnych oraz współpraca z przemysłem lotniczym. Zakład posiada laboratoria do badań mechaniki cieczy, meteorologii i wytrzymałości oraz tunel aerodynamiczny średniej wielkości. Tunel ten (rys. 6) jest w zasadzie typu getyngeńskiego, lecz jest zazwyczaj używany z zamkniętym przekrojem roboczym. Wszystkie przekroje są kołowe; średnica przekroju roboczego wynosi 3 m. Moc silnika, napędzającego wentylator o średnicy 4,6 m wynosi 1000 K. M. Największa szybkość wiatru w przekroju roboczym wynosi 95 m/sek, normalna szybkość robocza — 80 — 85 m/sek. Automatyczne urządzenie wagowe, mierzące wszystkie sześć składowych sił i momentów, jest obecnie przerabiane, aby umożliwić jednoczesny pomiar momentów kierunkowych.

Kierownikiem tunelu jest profesor, posiadający jako asystentów technika i dwóch mechaników. Reszta prac wykonywana jest przez ekipę wybraną z pośród kończacych studia studentów. Obecnie tunel pracuje na dwie zmiany, 80 godzin tygodniowo. Większość prac stanowią płatne badania przemysłowe. Do rachunku za wykonane prace wchodzi, oprócz kosztów robocizny, kierownictwa i zużytej energii, opłata godzinowa za używanie tunelu.

Zdaniem autora, współpraca Laboratorium z przemysłem lotniczym przynosi następujące korzyści:

1. Szczegółowe informacje dotyczące określonych projektów, zmian i t. p. mogą być dostarczone konstruktorowi w taki sam sposób, jak gdyby laboratorium należało do fabryki. Wymaga to oczywiście obecności przedstawicieli wytwórni i ich czynnego udziału w próbach.

2. Badanie określonych zagadnień, postawionych przez przemysł, prowadzi często do zagadnień znacznie szerszych i ogólniejszych, które mogą być następnie podjęte przez instytucję badawczą i badane przy czynnej współpracy wytwórni, lub niezależnie od niej. Badania tego rodzaju zagadnień z reguły nie można przeprowadzić w laboratoriach fabrycznych, zarówno ze względu na brak czasu personelu, jak i ze względu na związane z tym koszty.

3. Stały kontakt akademickich współpracowników Instytutu z bieżącymi zagadnieniami praktyki konstrukcyjnej wywiera korzystny wpływ na ich działalność naukową i pedagogiczną, ułatwiając jej konieczną aktualizację.

4. Laboratorium tego rodzaju może stanowić bardzo pożyteczny łącznik pomiędzy ogólnymi i wyczerpujacymi badaniami wielkich instytucyj rządowych, jak DVL lub NACA, a bezpośrednim zastosowaniem ich wyników do poszczególnych projektów konstrukcyjnych.

5. Ze względu na rozmiary i strukturę organizacyjną wielkich instytucyj państwowych jest rzecza trudną zmieniać ich ustalony plan pracy dla wykonania badań zwiazanych z poszczególnymi zagadnieniami konstrukcyjnymi, których wyniki należy podać konstruktorowi bez straty czasu. Laboratoria mniejsze, typu wyżej omówionego, posiadają organizację bardziej giętką i moga się łatwiej dostosować do wymagań stawianych przez przemysł.

6. Aby wyniki badań modelowych mogły być w sposób zadawalający ekstrapolowane na rzeczywistość, wymiary tunelu i szybkość wiatru nie po-

winny zejść poniżej pewnej granicy. Granica ta jest dla wielu problemów określona przez liczbę Reynolds'a (odniesiona do cięciwy płata) rzędu jednego miliona. Pomiary wykonane przy niższych liczbach Reynolds'a choć w wielu przypadkach bardzo pożyteczne, są często wątpliwej wartości. Zbudowanie tunelu aerodynamicznego o wymiarach i mocy dostatecznie dużych, aby osiągnąć liczby Reynolds'a większe od miliona, wymaga tak wielkich inwestycyj, że tylko bardzo niewiele wytwórni lotniczych mogłoby sobie na to pozwolić. Natomiast niezależna instytucja badawcza, finansowana przez jednorazową dotację lub znaczną grupę fabryk, może najczęściej zbudować tunel aerodynamiczny, umożliwiający osiągnięcie liczb Reynolds'a znacznie większych od miliona, co daje jej wyraźną przewagę nad laboratoriami fabrycznymi z ich ograniczonym z natury rzeczy wyposażeniem.

7. Laboratorium współpracujące z przemysłem posiada możność zebrania i porównania danych statystycznych dotyczących większej ilości typów samolotów, niż laboratorium fabryczne. Dane te odpowiadają znacznie ściślej praktycznym i eksperymentalnym projektom konstrukcyjnym, niż dane, którymi mogłaby rozporządzać instytucja czysto badawcza.

8. Zebrane dane łatwiej i prędzej mogą być użyte do porównania z teorią, opracowania spółczynników korekcji i t. p., przez współpracowników laboratorium, niż przez inżynierów zaabsorbowanych bieżącymi zagadnieniami wytwórni.

9. Wskutek ścisłego kontaktu ze znaczną liczbą konstruktorów, laboratorium stanowi naturalne miejsce spotkań inżynierów z różnych wytwórni, ułatwiając tak pożądaną wymianę myśli.

Na tygodniowych seminariach akademickich w Laboratorium Guggenheim'a obecnych jest czasem 8 ÷ 10 inżynierów z różnych wytwórni, z których część bierze zazwyczaj czynny udział w dyskusjach.

10. Osobisty udział konstruktorów w próbach i seminariach jest, z naukowego punktu widzenia, bardzo cenny dla studentów lotnictwa. Ponadto, studenci zatrudnieni w tunelu otrzymują tak gruntowne przeszkolenie w praktycznej i nawskroś nowoczesnej aerodynamice, jakiego nie mogliby otrzymać inną drogą w czasie trwania studiów.

Aby wyliczone tu korzyści mogły być w pełni zrealizowane, laboratorium powinno nietylko dostarczać danych liczbowych otrzymanych z poszczególnych pomiarów wykonywanych dla wytwórni, ale występować również w roli doradcy technicznego, udzielającego porad na podstawie zebranego poprzednio doświadczenia. Taki stosunek do fabryk stanowi poważne obciążenie instytutu, gdyż może on tylko wówczas dawać korzyści, gdy wszystkie dane są traktowane jako ściśle poufne i gdy wytwórnie mają pełne zaufanie do bezinteresowności i uczciwości personelu instytutu.

Poniżej podano szereg danych statystycznych, zebranych w ciągu kilku lat pomiarów, jako rezultat współpracy z przemysłem. Wszystkie wartości liczbowe odpowiadają liczbom Reynolds'a, odniesionym do cięciwy płata, wynoszącym 1.5 ÷ 2 milionów, o ile nie zaznaczono tego inaczej. Turbulencja strumienia powietrza w tunelu jest niska, odpowiadająca krytycznej liczbie Reynolds'a równej 330.000 dla kuli o średnicy 15 cm.

Opór szkodliwy ważniejszych części składowych samolotu

a) Płat.

Jako spółczynnik oporu szkodliwego podany jest tu spółczynnik oporu profilu, odniesiony do całkowitej powierzchni płata i obliczony w założeniu eliptycznego rozkładu siły nośnej. Dla znacznej liczby płatów wolnonośnych, zwężonych na końcach, ze stosunkiem zwężenia 2,5 i 3,5 do 1, z grubością wynoszącą 15 ÷ 18% u nasady i 6 ÷ 10% na końcu, znaleziono dla rodziny profilów NACA 2200, 2400 i 23000 następujące wartości średnie:

$$Cx_p = \begin{cases} 0{,}0100 \div 0{,}0105 & \text{z lotkami} \\ 0{,}0090 \div 0{,}0095 & \text{bez lotek} \end{cases}$$

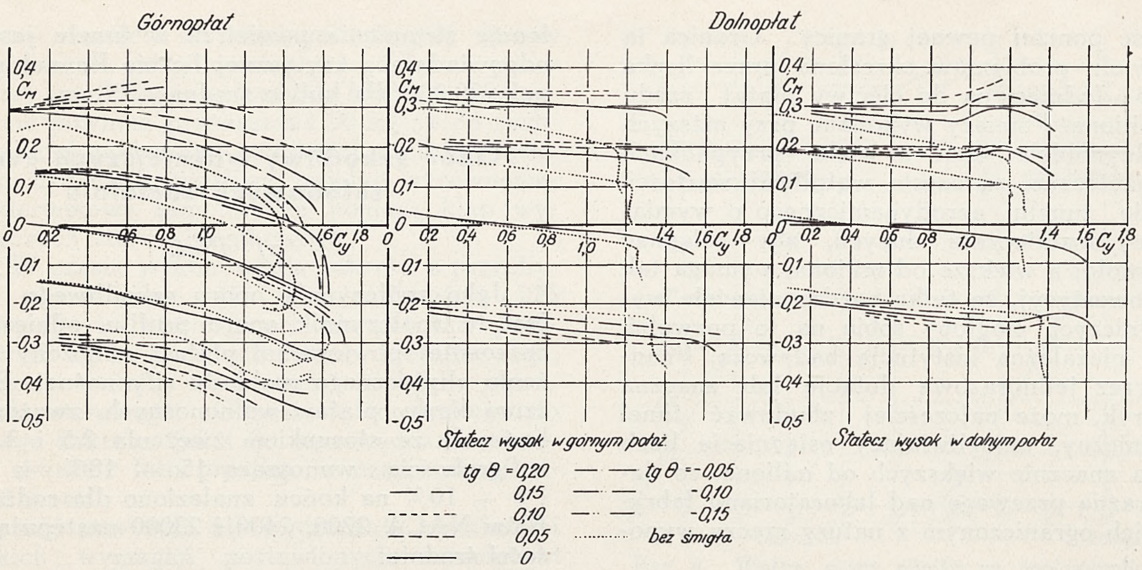
b) Kadłub.

Spółczynnik oporu szkodliwego został tu odniesiony do największego rzutu powierzchni czołowej, wraz z częścią płata zawartą w obrysie kadłuba. Opór powstały od oddziaływania wzajemnego płata i kadłuba jest zawarty w podanych wartościach, obliczonych jako różnica oporów płata z kadłubem i samego płata. Dla kadłuba z silnikiem uwzględniono również opór chłodzenia, gdyż modele były badane z silnikami i osłonami odtwarzającymi możliwie dokładnie rzeczywiste warunki przepływu powietrza. Wszystkie modele silników przedstawiały silniki chłodzone powietrzem. Wszystkie modele były wykończone gładko, bez odtwarzania nitów, połączeń, otworów okiennych i t. p.

Opór szkodliwy pochodzący od kadłuba (odniesiony do powierzchni czołowej).

Cx_p	Typ kadłuba lub samolotu
0,072	Gładki kadłub sterowca (jak np. „Akron"), o przekroju kołowym, bez skrzydła
0,070—0,105	Duże samoloty komunikacyjne, dolnopłaty, bez silnika w kadłubie
0,090	Duże samoloty wojskowe, bez silnika w kadłubie
0,100	Jednosilnikowe samoloty komunikacyjne, dolnopłaty; silnik w przodzie kadłuba
0,130	Małe dolnopłaty, z kabiną zamkniętą; silnik w przodzie kadłuba

Zakres wartości w drugim wierszu jest dość szeroki, jednak prawie wszystkie wartości dla kadłubów o dobrych liniach opływowych leżą w pobliżu dolnej granicy. Górna wartość odnosi się do kadłubów niezwykle wydłużonych lub posiadających na oko już niekorzystne linie. Prawie wszystkie modele wojskowe miały zasadniczo do-



Rys. 5. Wpływ pracy silnika na spółczynnik momentu podłużnego.

Każda grupa krzywych dla serii wartości Θ przedstawia pewne wychylenie steru wysokości. Skrajne górne grupy odpowiadają pełnemu wycheleniu steru wysokości do góry, skrajne dolne — pełnemu wychyleniu steru do dołu.

bre kształty kadłuba, tak, że opór ich powinien odpowiadać dolnej granicy dla dużych samolotów komunikacyjnych. Wzrost oporu spowodowany był zmianami wprowadzonymi ze względów wojskowych, jak uzbrojenie, pola widzenia i t.p.

c) Gondole silnikowe.

Podane wartości oporu odniesione są do powierzchni czołowej i zawierają wpływ oddziaływania wzajemnego. Wszystkie wartości odnoszą się do silników gwiazdowych z osłoną NACA.

Opór szkodliwy pochodzący od gondoli silnikowych.

Cx_p	Typ gondoli lub samolotu
0,250	Gondole umieszczone nad płatem
0,120	Gondole w krawędzi natarcia; samoloty małe, ze stosunkowo dużymi gondolami
0 080	Gondole w krawędzi natarcia; samoloty duże, ze stosunkowo małymi gondolami

Wartość pierwsza oparta jest na stosunkowo małej ilości doświadczeń i służy głównie jako ilustracja znacznego oporu powstającego przy takim umieszczeniu silników.

d) Usterzenia ogonowe.

Opór szkodliwy pochodzący od usterzeń ogonowych.

Cx_p	Typ samolotu
0,0085÷0,0120	Dolnopłat jednosilnikowy
0.0060÷0.0110	Dolnopłat wielosilnikowy
0,0120÷0,0180	Górnopłat lub dwupłat

Rozrzut wyników pomiarów jest w tym wypadku bardzo znaczny, prawdopodobnie wskutek różnego dla każdej konstrukcji oddziaływania kadłuba i płata na usterzenie ogonowe. Podane wartości odniesione są do powierzchni sterów leżących na zewnątrz kadłuba i odpowiadaja katom natarcia, przy których siła nośna usterzenia równa się zeru. Mają one znaczenie przede wszystkim jako określenie rzędu wielkości oporu.

Statyczna stateczność i sterowność podłużna

a) Odgięcie strug na usterzeniu.

Autor posługiwał się od szeregu lat bardzo prostym wzorem do obliczenia momentu podłużnego pochodzącego od usterzenia wysokości, bez uwzględnienia wpływu zespołu napędowego. Wzór ten opiera się na dwóch założeniach: 1) że rozkład siły nośnej na płacie i usterzeniu jest eliptyczny i 2) że odgięcie strug na usterzeniu, pochodzące od płata, posiada wartość, która według prostej teorii płata nośnego odpowiada nieskończoności, t. zn. podwójną wartość odgięcia strug na płacie. Aby uwzględnić zmniejszenie się szybkości powietrza na usterzeniu wskutek oddziaływania kadłuba, płata i t. d., wprowadzony został spółczynnik empiryczny, nazwany „spółczynnikiem sprawności usterzenia". Porównywując stwierdzony doświadczalnie wpływ zmiany położenia usterzenia i kąta natarcia, można obliczyć rzeczywiste odgięcie strug (przyjmując, że powszechnie stosowany wzór na zmianę siły nośnej z kątem natarcia jest ważny) i określić w ten sposób stosunek odgięcia rzeczywistego do odgięcia założonego. Na podstawie wielkiej liczby doświadczeń z nowoczesnymi dolnopłatami stwierdzono, że stosunek ten wynosi 0.91 ÷ 1.07, a wartość średnia wynosi prawie dokładnie 1.00. Wydaje się zatem, że proste założenie dotyczące odgięcia strug jest wystarczająco dokładne, co najmniej dla nowoczesnych dolnopłatów.

b) Spółczynnik sprawności usterzenia.

Spółczynnik ten zależy od kształtu kadłuba, położenia płata, położenia i obrysu usterzenia, ukształtowania gondoli i t. p., jest więc inny dla każdego samolotu. Wartości doświadczalne, wyznaczone dla znacznej liczby dolnopłatów, wahały się w granicach 0,61 ÷ 0.75; wartość średnia wynosi ok. 0,68. Wartości te otrzymano przez porównanie rzeczywistych momentów usterzenia z momentami obliczonymi bez uwzględnienia spółczynnika sprawności usterzenia. Wydaje się więc, że przy projektowaniu dolnopłatów można przyjąć jako wartość bezpieczną 0,65. Dla górnopłatów spółczynnik ten jest nieco wyższy, prawdopodobnie wskutek bardziej korzystnego oddziaływania płata na usterzenie.

Stateczność i sterowność kierunkowa

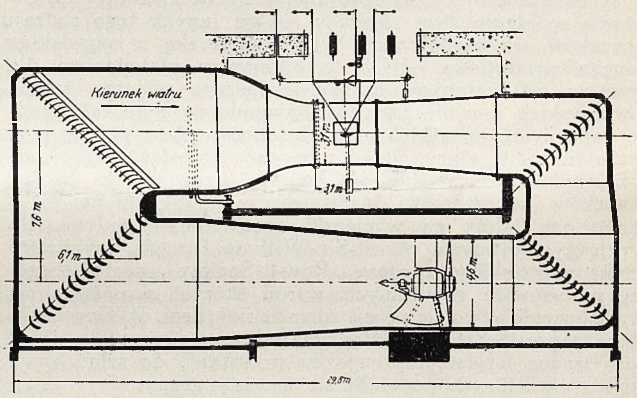
Wydaje się, że warunkiem dostatecznej stateczności kierunkowej jest, aby pochylenie krzywej momentów kierunkowych w funkcji kąta odchylenia kierunkowego Ψ, czyli $\frac{d\,C_N}{d\,\Psi}$ było w przybliżeniu stałe dla kątów Ψ mniejszych od 15^0.

W wyrażaniu tym C_N jest powszechnie stosowanym spółczynnikiem bezwględnym momentu kierunkowego, odniesionym do ciśnienia szybkości i iloczynu rozpiętości płata przez powierzchnię. Wartość tej pochodnej, wyznaczona w laboratorium, wynosiła dla wszystkich samolotów, wykazujących dostateczną stateczność kierunkową w locie, od —0,0009 do —0,0014 (w amerykańskim układzie odniesienia). Samoloty, których modele dały wartości mniejsze, okazały się niestateczne w locie, zaś wartości większe dałyby prawdopodobnie również złe charakterystyki kierunkowe lub niestateczność spiralną. Ogólnie biorąc, wartości liczbowe dla małych, zwrotnych samolotów leżą blisko dolnej granicy, dla samolotów dużych zaś zbliżają się do górnej granicy.

Skuteczność steru kierunkowego można określać zarówno przez zmianę momentu kierunkowego na jeden stopień wychylenia steru, przy małych wychyleniach steru lub małych kątach odchylenia kierunkowego, jak i przez największy moment kierunkowy wywołany przez pełne wychylenie steru kierunkowego, również przy małych kątach odchylenia kierunkowego. W pierwszym przypadku, wartości doświadczalne (otrzymane z modelami samolotów o dobrych własnościach lotu) wahały się od 0,0006 do ok. 0,0010; mniejsza skuteczność steru kierunkowego występowała zazwyczaj w modelach posiadających mniejszą stateczność kierunkową. Spółczynnik największego momentu kierunkowego przy pełnym wychyleniu steru dla zerowego kąta odchylenia kierunkowego wynosił blisko 0,020, praktycznie biorąc, dla wszystkich modeli samolotów zadawalających w locie. Wyjątkowo osiągano wartość 0,030, co jest z pewnością zbyt dużo, chyba, że chodzi o zapewnienie sterowności w czasie startu samolotów wielosilnikowych w razie przerwania pracy silników z jednej strony.

Sterowność poprzeczna

Ponieważ lotki są dziś prawie zawsze sterowane różnicowo, nie można określić ich skuteczności przez zmianę momentu poprzecznego na jeden stopień wychylenia. Sterowność poprzeczną można natomiast określić przez spółczynnik największego momentu poprzecznego wywołanego przez pełne wychylenie lotek. Wartość ta prawie nie zależy od kąta natarcia, aż do kątów bliskich kątowi krytycznemu. Spółczynnik ten odniesiony jest również do ciśnienia szybkości i iloczynu rozpiętości płata przez powierzchnię. Wartości tego spółczynnika leżą naogół w granicach od 0,030 do 0,040. Nie stwierdzono przy tym, wartości dla samolotów małych i zwrotnych były z reguły większe od wartości otrzymanych dla samolotów dużych, mimo wykazanej w locie różnicy zwrotności, co da się wytłumaczyć tym, że samoloty małe mają stosunkowo znacznie mniejsze momenty bezwładności do około osi podłużnej.



Rys. 6. Tunel aerodynamiczny G. A. L. C. I. T.

Momenty zawiasowe sterów

Zaprojektowanie do budowanych obecnie wielkich samolotów skutecznych usterzeń, których momenty zawiasowe pozwalają na wygodne uruchamianie ich ręcznie, jest zdaniem autora, jednym z najtrudniejszych zadań stawianych dziś aerodynamikom. Trudności wzrastają przy tym w miarę wzrostu wymiarów samolotów. Laboratorium Guggenheim'a prowadzi obecnie badania poświęcone tej sprawie, wyniki których są dotychczas traktowane jako poufne. Pomiary wykazały jednak, że dla bardzo wielkich powierzchni sterowych nie można za pomocą stałej kompensacji aerodynamicznej przed osią obrotu uzyskać zadawalających momentów zawiasowych dla wszystkich kątów natarcia i wychyleń steru. Aby uniknąć sterów napędzanych silnikiem w samolotach — olbrzymach przyszłości, trzeba będzie prawdopodobnie stosować kompensację aerodynamiczną zmienną, jak np. serwo-klapy wyrównawcze ze skomplikowanym sterowaniem różnicowym.

DRUGI KONGRES MIĘDZYNARODOWEGO ZWIĄZKU BADAŃ MATERIAŁÓW W LONDYNIE (19-24.IV.1937)

Dr. Inż. JAROSŁAW NALESZKIEWICZ

Międzynarodowy Związek Badań Materiałów zrzesza przeszło 25 podobnych związków, działających na terenie poszczególnych państw, i organizuje co kilka lat międzynarodowe kongresy. Mają one za zadanie zacieśnienie współpracy przedstawicieli poszczególnych narodów w dziedzinie studiów materiałoznawczych, umożliwienie bezpośredniej wymiany poglądów, wiadomości i doświadczeń, dotyczących całego kompleksu zagadnień, związanych z poznawaniem materiałów technicznych.

Polski Związek Badań Materiałów został założony w roku 1933 i pracuje od swego założenia stale pod przewodnictwem Prof. Dr. M. T. Hubera. Polska delegacja na Kongres Londyński, złożony z kilkunastu osób, czuła się naprawdę osieroconą z powodu nieobecności naszego Prezesa.

Dyrekcja Wytwórni Silników P. Z. L. doceniając w całej pełni znaczenie zagadnień materiałowych dla konstrukcji silników lotniczych, postanowiła wydelegować obserwatora na Kongres Londyński. Zaszczycony przez Dyrekcję tą misją, znalazłem się 19 kwietnia na bruku londyńskim.

Zjazd odznaczał się wzorową organizacją, która zresztą cechuje wszystkie poczynania zbiorowe Anglików. Każdy z uczestników otrzymał specjalny znaczek zjazdowy do noszenia w klapie, tym różniący się od innych tego rodzaju znaczków, że zaopatrzony był w karteczkę z nazwiskiem danego uczestnika. Było to ogromnym ułatwieniem dla przeszło 600 członków zjazdu, zwłaszcza podczas zebrań towarzyskich i wycieczek, gdyż niepodobna było tak prędko zapamiętać wsystkich nazwisk, choć wiele z pośród nich znało się z literatury. Przed rozpoczęciem właściwego Kongresu rozdano uczestnikom koperty, zawierające oprócz znaczków i programów zjazdu jeszcze publikacje naukowe, zamówione bilety na wycieczki oraz plany Londynu. Po uroczystym otwarciu przez Sir William Bragg'a, wybitnego fizyka angielskiego prezesa „Royal Society", nastąpił szereg przemówień powitalnych, wśród których wyróżniło się przemówienie szefa delegacji niemieckiej, prof. P. Goerens'a, który zaprosił Związek Międzynarodowy na przyszły zjazd do Niemiec. Następnie zjazd przystąpił do właściwych obrad, dla których podzielił się na trzy grupy:

A) Grupę badań metali,

B) Grupę badań materiałów nieorganicznych,

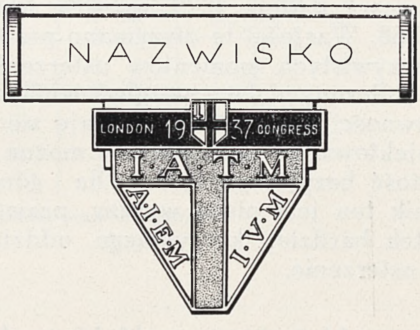
C) Grupę badań materiałów organicznych

tworząc poza tym grupę dodatkową D, na której obrady mogli przyjść wszyscy uczestnicy kongresu, a obejmującą najciekawsze zagadnienia ogólne.

Popołudnia były wypełnione wycieczkami, zaś wieczory przyjęciami i zabawami.

Pierwszego dnia, zaraz po otwarciu, nastąpiło zebranie grupy D (ogólnej). Regulamin obrad nie pozwalał na przemówienia dłuższe, niż 5-minutowe, przy czym autorzy nie czytali swych artykułów in extenso, lecz jedynie streszczali je, uzupełniając ewentualnie nowymi wynikami, uzyskanymi już po wysłaniu artykułów. W ten sposób stało się możliwe w ciągu 5 dni rozpatrzyć przeszło 200 referatów.

Do najciekawszych referatów w grupie D należały te które dotyczyły badań nad efektem karbu przy obciążaniu statycznym i zmęczeniowym próbek, o mierzeniu odkształceń na częściach konstrukcyjnych, oraz na mierzeniu odkształceń, a zatem i naprężeń na powierzchni części ruchomych. Dr. E. Lehr z Niemiec zmierzył naprężenia na korbowodach silnika przy 2500 obr/min. Ten sam autor wykonał ekstensometry o długości pomiarowej 1 mm. Również poruszono tu zagadnienie użyteczności prób laboratoryjnych, zwłaszcza na próbkach znormalizowanych, dla celów konstrukcji. Wynikła długa i wyczerpująca dyskusja, która rzuciła ciekawe światło na współczesne problemy wytrzymałościowe. Otóż większość mówców, zarówno jak i autorzy artykułów: prof. Rinagl z Wiednia, dr. E. Lehr z Berlina, R. Kühnel z Berlina, A. Weigl z Czechosłowacji i Sir Robert Hatfield z Sheffield twierdzili, że najkorzystniejszym sposobem badania zmęczeniowego bardziej złożonych elementów jest bezpośrednie ich próbowanie na specjalnych maszynach zmęczeniowych, odtwarzających możliwie wiernie przebieg obciążeń, zachodzący w rzeczywistych warunkach pracy. Tylko niektóre próby laboratoryjne mogą być przeniesione na konstrukcję, i to tylko próby wytrzymałości statycznej, dynamicznej i pełzania, lecz wyłącznie w wypadkach jednakowej gładkości próbek z elementem rzeczywistym i to, jeśli ten element nie zawiera wcale karbów, ani nagłych zmian przekrojów. Dla pewności jednak wskazane jest zawsze przeprowadzenie prób na częściach gotowych, w warunkach zbliżonych do rzeczywistych. Najwięcej w tej dziedzinie uczynili Niemcy, pracując nad wprowadzeniem silników Diesel'a do lotnictwa. Jak mogłem również wywnioskować z poszczególnych przemówień, co później potwierdziłem w prywatnych rozmowach, istnieje obecnie tendencja do rozdzielania laboratoriów wytrzymałościowych badawczo - konstrukcyjnych, zajmujących się poszukiwaniem najwłaściwszych kształtów i materiałów do konstrukcji, od laboratoriów odbiorczo-kontrolnych, operujących inną aparaturą i innymi, przeważnie ściśle znormalizowanymi próbkami, ponieważ próby odbiorczo - kontrolne muszą być jaknajściślej znormalizowane i zunifikowane, a zatem aparatury ich zautomatyzowane, natomiast laboratoria pierwszego rodzaju muszą pracować nad różnorodnymi zagadnieniami wytrzymałościowymi, fizycznymi i chemicznymi, wymagającymi aparatury uniwersalnej, przystosowanej do prac różnorodnych. Badania zmęczeniowe prowadzone obecnie coraz częściej na częściach konstrukcyjnych gotowych, o różnych kształtach, prowadzone są przeważnie w laboratoriach badawczo-konstrukcyjnych.



Znaczek kongresowy (wielkość naturalna).

W dalszej grupie referatów zajęto się „rozrzutem" wyników badań poszczególnych materiałów, jako dalszym podstawowym warunkiem bezpieczeństwa konstrukcji, a zarazem zasadniczą cechą samego materiału. Prof. Ros ze Szwajcarii dał świetny przegląd dotychczasowych hipotez wytrzymałościowych i doświadczalnego ich potwierdzenia. Na pierwszym miejscu została wysunięta teoria prof. Hubera najmniejszej pracy odkształcenia postaciowego, która znalazła całkowite potwierdzenie dla granicy płynności w metalach kowalnych. W materiałach kruchych pękanie odpowiada raczej hipotezie Mohr'a.

Dalsze referaty poświęcono mechanice ciał plastycznych, poczem prof. Pogany z Krakowa mówił o obserwacjach mikroskopowych rys i pęknięć na próbkach podczas prób na rozciąganie, ściskanie i zginanie, poczynionych za pomocą mikroskopu w świetle zpolaryzowanym.

W dalszym ciągu opiszę przebieg wszystkich porannych obrad Kongresu, poczem dopiero przejdę do wycieczek.

We wtorek 20 ub. m. obrady grupy A, do której należałem, rozpoczęły się od referatów o mikrografii i makrografii metali, o analizach przy pomocy interferencji promieni X, oraz o metodach elektronowych, wreszcie o nowych wykresach równowagi stopów złożonych. Po kilku referatach, dotyczących postępów mikroskopii metalograficznej i jej specjalnych zastosowań w technice, przystąpiono do referatów z dziedziny badań przy pomocy inter-

ferencji promieni X. O pomiarach ilościowych i ogólnych zagadnieniach z tej dziedziny mówili dr. N. C. Neuberger z Wiednia, prof. Dehlinger ze Stuttgartu oraz dr. A. T. Bradley z Manchesteru. Nastąpiły dalej ciekawe referaty o zastosowaniu promieni X w praktyce badania budowy metali. Dr. E. Schmid (Niemcy) wygłosił odczyt o zachowaniu się kryształów w związku z właściwościami metali. Dr. H. J. Gough z National Physical Laboratory w Teddington pod Londynem przedstawił wyczerpujący referat o badaniach rentgenowskich nad odkształceniami i złomami metali. Jak się okazało z tego referatu, skutki obciążeń niszczących materiału, są zawsze trojakie, bez względu na to, jaki charakter posiadało samo obciążenie, t. j. czy było to obciążenie statyczne, czy dynamiczne, czy też zmęczeniowe. Zawsze bowiem zjawiska zniszczenia materiału, będącego konglomeratem kryształów, zaczyna się od niszczenia pierwotnej struktury krystalicznej, zamieniając kryształy posiadające pierwotne wymiary rzędu wielkości 10^{-2} cm na kryształy bardzo drobne o wymiarach rzędu 10^{-5} cm o orientacjach zupełnie różnych od kryształów z których powstały, poprzez fazę przejściową, złożoną z ziarn odkształconych, składających się z fragmentów zorientowanych względem siebie pod kątami nie przekraczającymi 2°. W czasie obciążania statycznego przebieg zjawisk jest następujący: w zakresie sprężystym nie następuje żadna widoczna zmiana w pierwotnej budowie krystalicznej. W stanie pomiędzy granicą sprężystości, a dolną granicą płynności pewna nieznaczna ilość ziaren przechodzi w stan przejściowy, a nawet rozpada się na drobne krystality. Po przejściu poza dolną granicę płynności każde ziarno ulega zniekształceniu i tworzy znaczne ilości małych kryształków rozpadowych. Na złomie metal składa się wyłącznie z drobnych krystalitów zorientowanych zupełnie różnorako. Przed samym złamaniem widmo rozszerza się, co wskazuje na wielkie odkształcenia siatki krystalicznej. Złamanie następuje prawdopodobnie po przekroczeniu jakiejś granicznej wartości tego odkształcenia. Przy obciążeniach zmiennych (zmęczeniowych) mamy trzy wyraźne fazy uszkodzeń wewnętrznych materiału: przy pierwszym obciążeniu następuje uszkodzenie takie, jak przy statycznym obciążeniu, dalej przy każdym następnym obciążeniu następuje stopniowe pogarszanie się pierwotnego uszkodzenia. Te pogarszanie się zależy od częstotliwości obciążeń zmiennych, gdyż częstotliwość ta ma wpływ na szybkość ruchu plastycznego. Jeżeli naprężenie nie przekracza naprężenia bezpiecznego na zmęczenie, to rozwój uszkodzeń wewnętrznych maleje z każdym okresem obciążenia i wreszcie ustaje zupełnie. Jeżeli natomiast naprężenia przekraczają naprężenie bezpieczne, to stopniowe niszczenie postępuje wciąż naprzód z każdym okresem i wreszcie doprowadza do stopniowego rozpadu wszystkich ziaren na drobne krystality, prowadząc do zniszczenia dokładnie w ten sam sposób, co i w wypadku statycznego zniszczenia. W obu wypadkach złom znajduje się w tym samym stanie strukturalnym. W ten sposób otrzymano po raz pierwszy fizykalne wyjaśnienie postaci krzywej zmęczenia. Jedyna różnica między złamaniem zmęczeniowym a statycznym polega na tym, że przy złamaniu statycznym wszystkie ziarna na raz ulegają zniszczeniu, podczas gdy przy zmęczeniu zniszczenie następuje nierównocześnie, przy czym ilość ziarn uszkodzonych rośnie z ilością okresów obciążeń. Wreszcie ostatnie badania dowiodły doświadczalnie istnienia dyslokacji w poszczególnych kryształach (fazy przejściowej, o której poprzednio wspomniałem). Po referatach wywiązała się obszerna i zajmująca dyskusja.

Stosunkowo nową dziedziną badań materiałów jest analiza promieniami elektronowymi, prowadzona w Anglii przez prof. G. I. Finch'a w Niemczech — przez prof. F. Kirchner'a, a w Szwecji przez prof. G. Aminoff'a. Badania te sprowadzają się przeważnie do studiów nad strukturą powierzchni ciał zapomocą odbicia strug szybkich elektronów padających na powierzchnię pod bardzo małym kątem, tak że na ich kąt odbicia wpływa tylko kilka górnych warstw siatki krystalicznej metalu. Jak wykazał Kirchner, można w ten sposób badać również i cienkie warstewki metalu, otrzymując nawet wyraźniejsze widma od widm promieni odbitych. Powierzchnie kryształów dają widma w kształcie siatek prostoliniowych, zaś ciała bezpostaciowe widma w kształcie szeregu spółśrodkowych półkoli. Hipoteza, głosząca, że na powierzchni polerowanej stali tworzy się warstewka bezpostaciowa zwana warstewką Beilby'ego, znalazła pozorne potwierdzenie w widmach elektronowych. Ostatnie jednak badania prof. Finch'a nad karborundem i diamentem wykazały, że powierzchnie kryształów naturalne (nie polerowane), jeżeli tylko są bardzo gładkie, dają widmo charakterystyczne dla ciał bezpostaciowych, jednak najlżejsze wytrawienie takiej powierzchni wywołuje pojawienie się normalnego widma danego kryształu. Co do niektórych jednak metali, jak np. miedź, można uważać za dowiedzione istnienie warstewki bezpostaciowej, rozpuszczającej drobniutką warstewkę cynku, której to własności już nie posiada ta sama powierzchnia po usunięciu warstewki Beilby'ego za pomocą trawienia. W tworzeniu się warstewki Beilby'ego na powierzchni stalowego cylindra podczas pracy silnika odgrywa poważną rolę grafit w smarze, pochodzący z żeliwa pierścieni tłokowych, a niekiedy dodawany do smaru w postaci zawiesiny. Metodą tą dokonał Aminoff ciekawych badań nad utlenianiem się powierzchni kryształów.

Dla badań nad fazami trwałymi wyłącznie w wyższych temperaturach, została opracowana w ostatnich latach metoda badań, oparta na różnicach zdolności do emisji elektronów różnych kryształów, zależnie od ich orientacji. Elektrony skupione w polu magnetycznym dają powiększony dość ostry obraz struktury powierzchni metalu. Obraz ten otrzymujemy na fluoryzującym ekranie, na który padają elektrony. Może on być fotografowany nawet na filmie kinowym. Świetny odczyt na ten temat miał na Kongresie dr. W. G. Burgers z Zakł. Philips'a w Holandii, przy czym wyświetlił on film, przedstawiający przemiany na gorąco elektrody stalowej. Metoda ta pozwala na odróżnienie granic pomiędzy kryształami, a liniami poślizgów w tych kryształach, co w wielu wypadkach jest niewykonalne metodą mikroskopową.

Nowe wykresy stopów miedzi z cynkiem, cyną i magnezem dał prof. W. Broniewski.

Następnie zajęto się zanieczyszczeniami niemetalicznymi w stalach. Na ten temat wygłosili referaty przewodniczący grupy A prof. Benedicks i prof. Föfquist ze Szwecji oraz prof. Skąpski z Krakowa. Referat prof. Skąpskiego został przyjęty życzliwie przez zebranych. Z referatów i dyskusji wynikło, że przemysł niepotrzebnie przypisuje zbyt duże znaczenie wpływowi zanieczyszczeń, które w rzeczywistości odgrywają znacznie mniejszą rolę w osłabianiu materiału, niż to się zdawało do niedawna. Wad większości metali należy raczej szukać w samej strukturze, a rzadko kiedy w zanieczyszczeniach.

Dnia 21 ub. m. odbyło się zebranie dyskusyjne grupy A (metale), poświęcone zachowaniu się metali przy wysokich temperaturach, zarówno mechanicznemu, jak i chemicznemu. Referaty obejmowały zagadnienia pełzania metali, granicy płynności, plastyczności oraz zmęczenia. Ogólne dane o pełzaniu metali podali w swych referatach H. J. Tapsell z N. P. L. (Anglii), dr. C. L. Clark i dr. A. E. White z uniw. Michigan, oraz dr. A. Nadai z f. Westinghouse z U. S. A., którego referat był jednym z najciekawszych na zjeździe. O metodach badań pełzania mówił L. Gottgnies z Belgii, przedstawiciele zakładów Poldi w Czechach, inż. R. Ludwig i inż. H. Wüstl proponują pośrednią metodę oznaczania naprężeń bezpiecznych na pełzanie, za pomocą 36-godzinnej próby, podczas gdy z przemówień w dyskusji oraz poprzednich referatów wynikało, że dla większości wypadków w praktyce niezbędne są próby, odpowiadające ściślej rzeczywistym warunkom pracy, a mianowicie próby 1200-godzinne. Zastosowaniem wyników prób na pełzanie do konstrukcji zajął się w swym referacie dr. R. W. Bailey z f. Metropolitan-Vickers w Anglii. Podał on wzory i zależności potrzebne w tym celu dla konstruktora. Ciekawe zestawienie danych o pełzaniu różnych gatunków stali dał dr. W. H. Hatfield z f. Brown-Firth w Sheffield, oczywiście dla stali wykonywanych przez jego firmę.

Niewiele miejsca poświęcono próbom uderzeniowym i próbom zginania. Referaty z tej dziedziny przedstawili prof. Welter z Warszawy i prof. Garcia z Uruguay'u.

Z zakresu własności chemicznych (korozji i utleniania metali) wygłosili odczyty przedstawiciele f. Krupp'a prof. E. Houdremont i dr. Bandel o zjawiskach zachodzących na powierzchni stali odpornej na wysokie temperatury, pod wpływem gorących gazów. Ciekawe były również: referat o korozji w wysokich temperaturach dr. U. R. Evans'a z Cambridge oraz referat dr. Jenkins'a z N. P. L. o własnościach chemicznych metali w wysokich temperaturach. Prof. Krupkowski z Krakowa zajął się rozpuszczalnością tlenków w metalach ciekłych, i związanej z tym szybkości utleniania się metali. Przegląd czynników wpływających na korozję w wysokich temperaturach dał przewodniczący prof. Benedicks. Pozatem podano cały szereg wyników prób nad zdolnościami korozyjnymi poszczególnych stopów.

Dnia 22 ub. m. poświęcono zebranie referatowe grupy A stopom lekkim. Ogółem wygłoszono 12 referatów, w czym trzy treści ogólnej, jeden o aluminium (prof. Weltera z Warszawy), 7 o stopach aluminiowych, a dwa o stopach magnezowych. Niestety, nie mogłem wziąść udziału w tym zebraniu, ponieważ przyłączyłem się do wycieczki całodziennej do stalowni w Sheffield.

Dnia 23 ub. m. posiedzenie referatowe poświęcono obrabialności i ścieraniu się metali.

O obróbce plastycznej metali wygłosił wyczerpujący referat prof. E. Siebel ze Stuttgartu, nawiązując do teorii plastyczności.

O obróbce skrawaniem i materiałach szybkotnących wygłoszono ogółem 5 referatów.

Z dziedziny ścierania się metali wygłoszono 4 referaty oświetlające nowe poglądy na to zjawisko. Między innymi H. E. Smith z Londynu mówił o utlenieniu się powierzchni metali pod wpływem zawartości tlenu w smarze. O temperaturach powierzchni ciernych zgłosili referat dr. Bowden i T. P. Hughes z Cambridge.

Poza tym wygłoszono 4 referaty dotyczące zużycia części maszyn i szyn, o charakterze wybitnie specjalnym.

Na tym zakończono część oficjalną Kongresu uroczystym zebraniem plenarnym, przeładowanym uroczystymi przemówieniami.

Obecnie przystąpię do sprawozdania z najciekawszej części Kongresu, a mianowicie z wycieczek popołudniowych i całodziennych.

Dnia 20 kwietnia urządzono wycieczkę do „Imperial College of Science and Technology", należącego do Uniwersytetu Londyńskiego. Kierownik tego „College", prof. G. J. Finch, oprowadzał uczestników wycieczki po niewielkiej części swego laboratorium, gdzie pracuje się nad interferencją elektronową; studiuje się tam budowę krystaliczną metali, struktury różnych powierzchni metalowych zależnie od sposobu obróbki, struktury, różnych ciał, jak proszki, minerały, kryształy, diamentu, szafiru, karborundu.

Z wyników badań widziałem zdjęcia „widm elektronowych" kryształów soli, diamentu, karborundu i różnych metali, głównie stali i stopów lekkich. Powierzchnie idealnie gładkie, jak szlifowana stal, polerowany diament i gładki naturalny karborund, zarówno jak polerowane szkło bezpostaciowe, dają widma półkoliste, podobne do siebie i uważane dotychczas za dowód, że struktura powierzchni takiej jest bezpostaciowa. Jednak ostatnie badania nad gładkimi powierzchniami naturalnymi karborundu i niektórych szlachetnych kamieni skłaniają raczej do przypuszczenia, że zachodzi tu jakieś zjawisko, związane z odbiciem elektronów, bardziej ogólne zależne od gładkości powierzchni, a nie od jej struktury, lekkie bowiem wytrawienie powierzchni idealnie gładkiej takiego kryształu (niedostrzegalne gołym okiem) wystarcza dla uzyskania normalnej siatki krystalicznej, a przy jeszcze słabszym trawieniu, udało się prof. Finch'owi uzyskać widma złożone z kół i siatki punktowo-liniowej.

Jednakże wobec poczynionych doświadczeń z pomiarami temperatur powierzchni trących się, nie jest jednak rozstrzygnięte, czy w wypadku powierzchni stalowych, szlifowanych, nie ma miejsca powstawanie warstewki bezpostaciowej. Wyrażono przy tym pogląd, że wysokie temperatury powstające na powierzchni podczas szlifowania mogą powodować rekrystalizację bardzo drobną, a widma kołowe uzyskuje się tylko dzięki gładkości powierzchni.

Badania tego rodzaju widm są niezmiernie uciążliwe i wymagają nadzwyczajnej precyzji, to też w laboratorium pracuje wielu Hindusów, Chińczyków i Japończyków, odznaczających się największą cierpliwością. Przed zakończeniem wycieczki udało mi się wraz z nieliczną grupką zwiedzających obejrzeć pobieżnie również i inny dział tego laboratorium, w którym prowadzone są badania nad cieczami pod bardzo wysokimi ciśnieniami. W tym laboratorium zdołali uzyskać ciśnienia kilkunastu tysięcy atmosfer, pracując przeważnie z olejami, rtęcią i rzadziej z wodą. Ciecze, poddane takiemu ciśnieniu mają bardzo dużą lepkość. Np. woda i rtęć mają wówczas lepkość taką, jak gęsta smoła, co wyjaśnia niemożność opuszczania sond morskich na bardzo wielkiej głębokości, gdyż na tych głębokościach lepkość wody jest już tak duża, że szybkość opadania sondy pod własnym ciężarem staje się znikoma. Ciekawą jest konstrukcja cylindrów, służących do wytwarzania wysokich ciśnień. Cylindry te o grubości ścianek kilkudziesięciu cm są wykonane z kilku cylindrów cieńszych wprasowanych w siebie na gorąco w ten sposób, że powstają w warstwach wewnętrznych znaczne naprężenia ściskające, które pod ciśnieniem zmniejszają się, i wreszcie zmieniają znak. Również ciekawe są urządzenia ochronne przed skutkami ewentualnych wybuchów. Są to maty plecione z grubych lin konopnych o średnicy około 1 cm. Takie maty, luźno zawieszone, najlepiej zabezpieczają personel pracowni od skutków wybuchu; podobno nawet lepiej, niż ściana żelazo - betonowa lub blacha pancerna. Sprawą tą zajmuje się specjalny dział laboratorium.

Dnia 21 kwietnia wziąłem udział w wycieczce do „National Physical Laboratory" w Teddington pod Londynem. Jak to wielki państwowy instytut badawczy, mieszczący się w kompleksie kilku gmachów otoczonych parkiem, w którym również znajdują się wille i domki mieszkalne dla pracowników. Laboratorium to zajmuje się zagadnieniami naukowymi z dziedziny nauk przyrodniczych, przy czym pracuje ono nietylko nad zagadnieniami niezbędnymi dla celów praktycznych, ale również dysponuje znacznymi funduszami na cele czysto naukowe. W ciągu jednego popołudnia mogliśmy zwiedzić tylko znikomą część tego wspaniałego instytutu. Wycieczka rozbiła się na grupy według zainteresowań; ja wybrałem zwiedzanie działów: mechanicznego, metalograficznego i akustycznego.

Kierownikiem działu mechanicznego jest dr. H. J. Gough, znany ze swych prac nad budową i wytrzymałością pojedyńczych kryształów, oraz konglomeratów krystalicznych, jakimi są metale. Cały dział ten jest nastawiony na badanie kryształów. Pokazano nam próbki wytrzymałościowe, wykonane z jednego lub dwóch kryształów, niekiedy o długości kilkudziesięciu cm. Oglądałem tam również maszyny wytrzymałościowe dla badań zmęczenia, udarności i pełzania, a także instalacje do badań przy pomocy promieni X, oraz wspaniały zbiór klisz z analiz rentgenowskich.

Bogate laboratorium metalograficzne wyposażone jest we wspaniałą aparaturę przyrządów samopiszących, oraz aparaturę do otrzymywania dużych pojedyńczych kryształów. Pokazano nam również obfity zbiór zdjęć mikrograficznych najrozmaitszych stopów.

Laboratorium akustyczne zajmuje się zagadnieniami związanymi z izolacją dźwiękową oraz materiałami antyakustycznymi. Posiada ono komory do badania właściwości akustycznych, gdzie pomiary odbywają się całkowicie na drodze elektrycznej.

Do laboratoriów aerodynamicznego i chemicznego nie dopuszczono nas pod różnymi pozorami.

W dniu 22 ub. m. udaliśmy się na całodzienną wycieczkę do Sheffield w celu zwiedzenia stalowni Thomas Firth and John Brown Ltd. oraz Firth-Vickers Stainless Steel, Ltd.

Po pierwszej z tych fabryk oprowadzał nas kierownik jej laboratorium, dr. W. H. Hatfield, który poprzednio wygłosił na zjeździe referat o pełzaniu różnych gatunków stali firmy Firth-Brown, pokazując nam olbrzymie piece

elektryczne do wytapiania stali stopowych, z których jeden wytop wynosi 35 ton; następnie oglądaliśmy prasę o sile 60000 ton, w trakcie kucia kotła dla okrętu oceanicznego, dalej oprowadzono nas po hali obrabiarek, gdzie obrabiane były wały i wirniki turbin oraz wały okrętowe o ciężarze kilkudziesięciu ton. Laboratorium fabrycznego, słynącego na całą Anglię ze swych doskonałych urządzeń, nie pokazano nam, motywując „spóźnioną porą", rozdano jedynie książki z opisem tego laboratorium.

Po południu tego samego dnia zwiedziliśmy stalownię Firth-Vickers, wytwarzającą stal nierdzewną. Tu pokazano nam walcownię, urządzenie do obróbki cieplnej blach, przy czym znowu nie pokazano ani pieców, ani laboratorium.

Dnia 24 kwietnia, już po urzędowym zamknięciu zjazdu, odbyła się całodzienna wycieczka do Cambridge. Tu zwiedziliśmy przede wszystkim „Trinity College" z jego wspaniałymi laboratoriami, kierowanymi przez Lorda Rutherford'a, który wygłosił do uczestników wycieczki odczyt powitalny o najnowszych pracach z dziedziny badań nad budową materii, a ciał stałych w szczególności. Po odczycie oprowadził nas po pracowni, która składa się z kilku wielkich budynków, z których nie wszystkie są jeszcze wykończone. Pracuje się tam obecnie nad wytworzeniem sztucznych ciał promieniotwórczych oraz nad szybkimi promieniami złożonymi z elektronów dodatnich i ujemnych. W celu uzyskania dużych szybkości elektronów, wykonano ostatnio w trzypiętrowej hali olbrzymie pionowe rury katodowe, z których wiązka elektronów przedostaje się do kabiny operacyjnej, oddzielonej od hali grubym sklepieniem betonowym. W rurach tych można będzie wytwarzać pola elektryczne o potencjale do 2,5 milionów volt, uzyskując szybkości elektronów już bardzo bliskie do szybkości światła. Demonstrowano nam iskry przy różnicy potencjałów równej 800000 V o długości (w powietrzu atmosferycznym) ok. 2,8 m. Wobec nie wykończenia jeszcze instalacji nie wytwarzano dotychczas maksymalnego napięcia. Poza tym demonstrowano nam sposoby uzyskiwania przemiany pierwiastków i sztucznej promieniotwórczości przy pomocy prymitywnych urządzeń, jakimi Rutherford dochodził doswych świetnych wyników, gdyż nie wykończone dotąd nowe laboratoria zostały rozpoczęte dopiero przed paru laty. Oprócz tego, pokazano nam laboratorium niskich temperatur i aparaturę do skraplania wodoru i helu.

Po obiedzie wycieczka znów rozbiła się na grupy według zainteresowań uczestników; ja wybrałem grupę zwiedzającą „Royal College", pod przewodnictwem jego kierownika, prof. Inglesworth'a, który oprowadził nas po laboratorium mechanicznym i metalograficznym. Pracownia ta jest świetnie wyposażona w maszyny wytrzymałościowe, przeważnie wykonane we własnym zakresie. Wśród tych maszyn znajdują się ciekawe urządzenia do zrywania dynamicznego próbek za pomocą sprężyn oraz maszyny do pomiarów zjawisk pełzania przy wysokich temperaturach, przy czym nagrzewa się próbki przez przepuszczanie przez nie silnego prądu o niskim napięciu; termopara połączona z odpowiednim urządzeniem lampowym pozwala na utrzymywanie stałej temperatury niezależnie od wahań napięcia sieci. W ten sposób próby powolnego rozrywania i próby pełzania można przeprowadzać przy stałej temperaturze. Pokazano nam wykresy zerwania z różnymi szybkościami na próbkach z tego samego materiału, lecz o różnych gładkościach powierzchni; otrzymane wyniki są bardzo charakterystyczne, gdyż wykresy rozerwania, trwającego 36 godzin, różnią się od wykresów kilkominutowych tym, że górna granica płynności osiąga, przy powolnym (i wolnym od wstrząsów) rozciąganiu, wartości znacznie przewyższające wytrzymałość na rozerwanie, osiągniętą w dalszych etapach rozerwania. Laboratoriów metalograficznego oraz aerodynamicznego nie „zdążyliśmy" zwiedzić. Za to pokazano nam bardzo szczegółowo naukowe metody przygotowań do zawodów wioślarskich Cambridge — Oxford, polegające na wbudowywaniu do łodzi przyspieszeniomierzy samopiszących, specjalnie do tego celu zbudowanych, szybkościomierzy, oraz badań hydrodynamicznych samych łodzi.

Po zwiedzeniu kilku zabytkowych budowli w Cambridge powróciliśmy do Londynu, a nazajutrz wyruszyłem do kraju, wywożąc z Kongresu wiele ważnych wiadomości i przemiłych wspomnień.

Wypada tu jeszcze wspomnieć o zorganizowanej w ramach Kongresu wystawie urządzeń laboratoryjnych w lokalu „Institution of Civil Engineers". Na wystawie tej przeważały aparaty angielskie i niemieckie. Na specjalną uwagę zasługiwały aparaty Finch'a do analiz elektronowych, aparatury Philipsa do analiz za pomocą interferencji promieni X, oraz doskonale uporządkowany zbiór klisz wystawiony przez tą firmę.

DYSKUSJA

Na zapytanie kol. *Koski* prelegent oświetlił bliżej rolę Polaków na Kongresie. Wyraziła się ona w wygłoszeniu pięciu referatów (prof. Welter — dwa, prof. prof. Broniewski, Krukowski i Skąpski — po jednym). Ponadto delegaci z Polski zabierali głos w dyskusji.

Następnie prelegent udzielił wyjaśnień kol. *Billewiczowi*, informując, że drzewo było przedmiotem jednego tylko referatu, omawiającego jego biologię, podczas gdy badania i wytrzymałość tego materiału zostały prawie całkowicie pominięte. Ponadto prelegent zwrócił uwagę na niedostateczną koordynację grupy polskiej, której członkowie wyjechali na Kongres oddzielnie w przeciwieństwie do delegacji włoskiej, czeskiej i niemieckiej. Na zakończenie prof. *Huber* oświetlił organizację wyjazdu grupy polskiej, przedstawiając trudności, z którymi niektórzy delegaci z Polski musieli walczyć.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

KONKURS

Został ogłoszony przez Dowództwo Lotnictwa M. S. Wojsk. konkurs na: „Paliwomierz lotniczy, mierzący zawartość paliwa w zbiornikach samolotu". Warunki techniczne konkursu są do przejrzenia w piątki w godz. 19 — 20 w Sekretariacie Z.P.I.L. Dodatkowych informacji w sprawie konkursu udziela Referat Prawny Biura Technicznego Instytutu Technicznego Lotnictwa, tel. 7.08.46 w godzinach urzędowych.

STYPENDIUM SPAWALNICZE

Wyższa Szkoła Spawania w Paryżu jest jedynym zakładem naukowym, który specjalnie i wyłącznie kształci inżynierów spawaczy i dlatego na studia w tej szkole zjeżdżają się inżynierowie z całego świata. Ponieważ w Polsce daje się silnie odczuć zapotrzebowanie na inżynierów wyspecjalizowanych w dziedzinie spawania, a nasze politechniki nie posiadają jeszcze osobnych katedr tego przedmiotu, Sp. Akc. „Perun" przeznaczyła stypendium w sumie zł. 6.000,— dla inżyniera, narodowości polskiej, do lat 30, który pragnąłby odbyć studia jednoroczne w Wyższej Szkole Spawania w Paryżu. Stypendium to całkowicie wystarcza do pokrycia kosztów studiów i pobytu w Paryżu.

Początek roku akademickiego 1 listopada, zakończenie 30 czerwca. Program studiów i wszelkie informacje, dotyczące Wyższej Szkoły Spawania są podane w Nr. 7, 1936 r. „Spawania i Cięcia Metali".

Warunkiem niezbędnym dla otrzymania stypendium jest dobra znajomość języka francuskiego. Ponadto inżynierowie, którzy mogą się wykazać dobrą znajomością metaloznawstwa, mają pierwszeństwo. Znajomość spawania pożądana, ale niekonieczna.

Stypendium jest bezzwrotne: jedynym zobowiązaniem stypendysty jest rzetelna praca dla otrzymania dyplomu.

Inżynierowie, pragnący ubiegać się o to stypendium, proszeni są o zgłaszanie swoich kandydatur wraz z życiorysem i szczegółowymi danymi ze studiów i praktyki p. a. Sp. Akc. „Perun", Warszawa 1, ul. Jasna 1.

NOWOPRZYJĘCI CZŁONKOWIE

Baranowski Bolesław, Lublin.
Brański Dominik Bronisław, Warszawa.
Brodowski Feliks, Warszawa.
Domaszewski Józef, Warszawa.
Filip Tadeusz, Warszawa.
Gray Jan, Lublin.
Hauk Kazimierz, Warszawa.
Jaworski Adam, Warszawa.
Leliwa-Krzywobłocki Zbigniew, Lublin.
Markowski Włodzimierz, Warszawa.
Morawski Włodzimierz, Warszawa.
Nikol Jerzy, Warszawa.
Ruciński Eugeniusz, Warszawa.
Smoliński Józef, Warszawa.
Świderski Antoni Aleksander, Lublin.

KOMISJA ODCZYTOWA

Kontynuując akcję Zarządu w kierunku ożywienia działalności fachowej Związku, Komisja Odczytowa podaje poniżej szereg tematów do opracowania ich przez zainteresowanych Kolegów i poruszenia ich na zebraniach odczytowo-dyskusyjnych.

Tematy z dziedziny płatowców.

1. Analiza wytrzymałości i sztywności konstrukcji skorupowej płatowców (kadłub i skrzydło) jednolitej i mieszanej.
2. Analiza obciążeń łoża silnikowego.
3. Analiza obciążeń i amortyzacji podwozia.
4. Własności aerodynamiczne nowoczesnych samolotów (profile, gładkość powierzchni, sterowność, stateczność, drgania, chowane podwozia, sloty i klapy).
5. Metody fabrykacji płatowców konstrukcji metalowej.
6. Kierunek rozwoju silników lotniczych z punktu widzenia rozwoju płatowców.

Tematy z dziedziny silników.

1. Kontrola obliczeniowa elementów silnika i jej celowość.
2. Obliczanie, konstrukcja i praca niektórych elementów silnika, jak np.: sworzeń tłokowy, zawory, rozrząd, elementy sprężarki i jej napędu, reduktor, wał korbowy i inne.
3. Drgania skrętne wałów korbowych i ich tłumienie.
4. Doładowanie silników na dużych wysokościach (sprężarki wielostopniowe i wielobiegowe, sprężarki napędzane turbinami spalinowymi).
5. Turbina spalinowa, możliwości jej rozwoju i trudności do pokonania.
6. Wymagania stawiane silnikom i ich instalacjom na płatowcach przez użytkownika, w zależności od przeznaczenia samolotu.
7. Materiały stosowane do budowy silników, a nasza samowystarczalność z tego punktu widzenia.
8. Rozwój silników w latach najbliższych na tle możliwości materiałów konstrukcyjnych, paliw i smarów z jednej strony, a wymagań stawianych przez użytkownika i konstruktora płatowców z drugiej.
9. Chłodzenie silników szeregowych, chłodzonych powietrzem.
10. Organizacja naprawy silników lotniczych.
11. Moce charakterystyczne silników i ich ustalanie w zależności od przeznaczenia w użytkowaniu.
12. Stopy łożyskowe i konstrukcja panewek.
13. Możliwości wyrobu paliw wysokoodpornych na detonacje z krajowych materiałów (alkohole i produkty ropy naftowej).
14. Nasza samowystarczalność z punktu widzenia zaopatrzenia w paliwo i środki smarne dla celów lotnictwa.
15. Zanieczyszczenia w stalach i wpływ ich na własności wytrzymałościowe.

Przy układaniu powyższego spisu tematów, Komisja Odczytowa dążyła do uwzględnienia tych zagadnień, których poruszenie wydaje się w obecnym stanie rozwoju lotnictwa najbardziej aktualne; spisem tym nie zamierza jednak Komisja krępować inicjatywy kolegów, prosząc ich o zgłaszanie również wszelkich innych tematów, omówienie których na terenie Związku uważają oni za celowe.

W następnym zeszycie T. N. L. Komisja Odczytowa zamierza wysunąć tematy z innych dziedzin lotnictwa, jak komunikacja, szkolnictwo zawodowe i inne.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Cele N. O. I. i Pierwszy Polski Kongres Inżynierów wygłosił dnia 16 kwietnia 1937 r. inż. Konrad Jagoszewski.

Zgodnie z intencją ostatniego Walnego Zgromadzenia Z. P. I. L. odczyt ten miał na celu zaznajomienie członków Z. P. I. L. ze strukturą organizacyjną i realizacją założeń programowych N. O. I.

Konieczność zespolenia związków inżynierskich we wspólnej organizacji stanowej rozpatrywać można pod dwoma kątami widzenia: jeden punkt to podstawowe zagadnienie ustrojowe życia państwowego, opierającego się na zorganizowanych w państwowym współdziałaniu formach społeczeństwa, drugi zaś, to zapewnienie możliwości prawidłowego bytu i rozwoju stanu inżynierskiego, jako tego stanu, który w życiu gospodarczym nowoczesnego społeczeństwa odgrywa coraz to poważniejszą i odpowiedzialniejszą rolę. Świadomość tych konieczności znalazła swój wyraz w założeniach statutowych N. O. I., w gremialnym przystąpieniu wszystkich związków czysto inżynierskich (za wyjątkiem S. A. R. P.) jak również wreszcie w wysoce życzliwym i pełnym zrozumienia ustosunkowaniem się Najwyższych Czynników Państwowych.

W chwili obecnej, po półtorarocznym istnieniu N. O. I., należy do niej 14 Związków Inżynierskich reprezentujących z górą 5000 inżynierów. Związki te tworzą pionowe fragmenty organizacyjne powiązane poziomo w czterech Oddziałach Okręgowych N. O. I. a mianowicie:

1. Oddz. Okr. Małopolski z siedzibą we Lwowie.
2. Oddz. Okr. Pomorski z siedzibą w Toruniu.
3. Oddz. Okr. Poznański z siedzibą w Poznaniu.
4. Oddz. Okr. Śląsko-Dąbr. z siedzibą w Katowicach.

W najbliższej przyszłości projektowane jest otwarcie Oddziałów Okręgowych w Krakowie, Wilnie i Łodzi.

Główny wysiłek Rady Głównej oraz Komisyj N. O. I. w ubiegłym czasokresie skierowany był w kierunku ustawowego unormowania stosunków prawnych w zawodzie inżynierskim. Opracowane zostało pięć projektów ustaw, ujmujących całokształt zagadnień inżynierskich, a mianowicie:

1. Projekt ustawy o samorządzie inżynierów R. P.
2. Projekt ustawy o Izbach Upoważnionych Inżynierów.
3. Projekt ustawy o wykonywaniu samodzielnej wolnej praktyki zawodowej przez inżynierów.
4. Projekt ustawy o samorządzie świata technicznego R. P. (przedwstępny projekt ramowy).
5. Projekt ustawy w przedmiocie tytułu inżyniera (nowelizacja ustawy z dnia 21 września 1922 r).

Omówiwszy wymienione projekty i podkreśliwszy zasadnicze ich zamierzenia oraz ich wpływ na rozwój stanu inżynierskiego, prelegent przeszedł do drugiej części swego odczytu a mianowicie do omówienia założeń ideowych Pierwszego Polskiego Kongresu Inżynierów organizowanego przez N. O. I. we Lwowie w dniach 12, 13 i 14 września rb. oraz do sprecyzowania charakteru i metody ujęcia referatów Kongresu.

Założenie ideowe Kongresu streszcza się w haśle: *Przez mobilizację twórczej energii do bezpieczeństwa, rozwoju i dobrobytu Rzeczypospolitej Polskiej.* Praktyczne rozwinięcie powyższej idei na wszystkich odcinkach technicznej twórczości ma być zadaniem zgłoszonych na Kongres referatów, które wychodząc z obecnego stanu oraz uwzględniając nasze istotne potrzeby, wypływające z konieczności natury obronnej, rozwojowo - wytwórczej i społeczno - konsumpcyjnej, mają dać obraz wielkości naszych potrzeb gospodarczych i ich pokrycia w surowcach, urządzeniach, siłach fachowych i roboczych oraz środkach finansowych. Materiał stąd uzyskany oraz wnioski uzyskane z dyskusji na kongresie mają być substratem dla prac programowo-gospodarczych N. O. I. i zainteresowanych czynników miarodajnych. Wyrazem zainteresowania pracami Kongresu jest objęcie protektoratu przez Pana Prezydenta oraz podjęcie się przez Pana V-Premiera inż. E. Kwiatkowskiego referatu, reasumującego wyniki poszczególnych opracowań.

Powaga zagadnienia, podjętego przez zorganizowany w N. O. I. świat inżynierski, jego aktualność dla dzisiejszego stanu gospodarczego Polski, oraz zainteresowanie wynikami Kongresu Czynników Państwowych i społeczeństwa powinny stać się bodźcem dla jaknajpełniejszego i owocnego wywiązania się z podjętego zadania zarówno w interesie własnym jak i całego gospodarstwa narodowego.

Po odczycie wywiązała się ożywiona dyskusja, w której poza prelegentem zabierali głos *kol. kol. Pawlikowski, Grzędzialski, Seńkowski, Wodziański, Challier i Kwaśniak.*

W dyskusji zwrócono uwagę na zasadniczą różnicę między przygotowanym kongresem a dotychczasowymi zjazdami inżynierskimi, przy czym niektórzy mówcy kwestionowali między innymi prawo i przygotowanie inżynierów do wypowiadania się w sprawach o charakterze ekonomiczno-gospodarczym, przewidzianych w programie kongresu. W odpowiedzi na te wątpliwości zwrócono uwagę na to, że kongres pociągnie za sobą rozszerzenie widnokręgu myślowego inżynierów i w razie pomyślnego wyniku zapewni im bardziej decydujące, niż dotychczas, stanowisko w pracach nad rozwojem gospodarczym kraju. Mimo ujawnionych w dyskusji różnic poglądów niewątpliwym wynikiem jej było stwierdzenie dużego zainteresowania obecnych tematem odczytu, zmuszającym do zwrócenia większej, niż dotychczas, uwagi na szereg zagadnień wielkiej wagi dla polskiego świata inżynierskiego.

Zapewnienie dobrych warunków odbioru radiowego na samolotach wygłosił dnia 23 kwietnia 1937 r. inż. Gustaw Jakubowski.

Na wstępie prelegent uzasadnił stosowanie fal krótkich w lotnictwie (większa moc w antenie, niższy ciężar aparatury), wskazując jednocześnie na konieczność wyeliminowania zakłóceń, które przy tego rodzaju aparaturze stają się szczególnie silne. Przyczyny tych zakłóceń leżą w instalacji zapłonowej, instalacji sieci oświetleniowej oraz wtórnych wyładowaniach atmosferycznych.

Następujące środki zapobiegają promieniowaniu fal zakłóceniowych:

a) połączenia elektryczne mas poszczególnych części samolotu,

b) ekranowanie całkowite wszystkich przewodów i w miarę możności odbiorników oraz

c) załączanie w przewody filtrów złożonych z kondensatorów i dławików, gdy całkowite ekranowanie sieci nie da się uskutecznić.

W dalszym ciągu prelegent omówił zagadnienie ekranowania sieci zapłonowej, podając wzory rozwiązań z tej dziedziny. Przytoczone przezeń przykłady wykazały wielkość napięć zakłóceń przy różnego rodzaju instalacjach, nieekranowanych i ekranowanych, uzasadniając konieczność ekranowania.

Przechodząc do ekranowania sieci oświetleniowej, prelegent omówił stosowane w związku z tym filtry, ich wady i zalety.

Na zakończenie referatu wymienił prelegent zagadnienia, które należy jeszcze opracować:

1) stworzenie dobrej krajowej świecy ekranowanej,

2) usunięcie z sieci oświetleniowej wibrującego regulatora napięcia i zastąpienie go przyrządem, opartym na innej zasadzie,

3) zmniejszenie oporu omowego oraz ciężaru filtrów.

Przebieg dyskusji po odczycie był następujący:

Inż. Hirszbandt podaje inne sposoby usuwania zakłóceń, jak kompensacja przez antenę oraz zastosowanie sieci oświetleniowej prądu zmiennego.

Inż. Jagoszewski wyraża żal, iż prelegent nie wyszedł z równań obwodu drgań i na tej podstawie nie scharakteryzował powodów promieniowania zaburzeń. Prelegent nie podał również procentowych wielkości zakłóceń, powodowanych przez poszczególne źródła. Wątpliwość budzą liczby, podane przez prelegenta dla natężeń zakłóceń przed i po ekranowaniu, co wynika z danych Fassbändera. Przytoczywszy te dane, inż. Jagoszewski wyraża przekonanie, że prelegent przecenił wpływ ekranowania świec na wielkość natężenia trzasków. Stwierdza, że istnieje krajowa swieca ekranowana, która przeszła próby z dodatnim wynikiem.

Ekranowanie instalacji zapłonowej ma wpływ tylko na wielkość napięcia w chwili przeskoku iskry i zasadniczo obecnie budowane iskrowniki nawet nieekranowane powinny w zupełności wystarczyć dla prawidłowego zapłonu.

Jeżeli chodzi o zastosowanie oporów tłumiących, to produkowano świece z wbudowanymi oporami, które jednak szerszego zastosowania w lotnictwie nie znalazły.

Inż. Litwinowicz nie zgadza się z tym, że ekranowanie instalacji zapłonowej nie wywiera większego wpływu na wielkość iskrownika. Podaje, że jedna z firm angielskich wyraźnie rozróżnia rodzaj sieci zapłonowej właśnie ze względu na pracę iskrownika.

W sprawie zużycia świec ekranowanych zauważa, że świeca B. G. niszczy się przez przebijanie górnego ekranu, coby dowodziło, o złym odprowadzaniu ciepła przez świecę. Ożebrowanie takich świec powoduje dłuższe ich życie.

Kable ekranowane przeważnie niszczą się przez wycieranie oplotu ekranującego w miejscach zamocowań. Także nasiąka ekran wilgocią i tłuszczami, zwłaszcza w letniej porze.

Wracając do sprawy iskrowników dla zaekranowanej sieci zapłonowej *inż. Jagoszewski* wyjaśnia, że ekran nie zmniejsza w tym stopniu napięcia, wytwarzanego przez nowoczesny iskrownik, aby zmniejszenie to mogło wywołać zaburzenia w pracy zapłonu.

Inż. Łukasik zapytuje, dlaczego stosuje się wyłącznie ekranowanie, gdy opory oddalają nas od miejsca zaburzeń.

Inż. Bylewski wyjaśnia w sprawie stosowania prądu zmiennego dla sieci oświetleniowej, że takie instalacje są obecnie w próbach, jednak napotyka się na poważne trudności w związku z regulacją częstotliwości i napięcia oraz z akumulacją energii elektrycznej potrzebnej podczas przebywania samolotu na ziemi. Ponadto przytacza zjawisko, jakie zauważył podczas lotu w chmurze burzowej, a mianowicie, że z chwilą naciskania klucza nadajnika zapalały się słabym światłem żarówki, oświetlające przyrządy pokładowe; tłomaczy to przepływem silnych ładunków statycznych, które nałożone na prądy indukowane szybkozmienne wystarczyły na rozżarzenie żarówek. Dowodziłoby to, że podczas burzy prądy wyrównawcze między poszczególnymi częściami płatowca mogą osiągnąć dość poważne wartości.

Inż. Hirszbandt podaje, iż podstawą zaburzeń jest częstotliwość, zależna od ilości świec i ilości obrotów. Zapytuje, czy nie możnaby przesunąć zakresu zaburzeń przez przesunięcie widma.

Inż. Pietraszek podaje zalety okapturzenia świecy z punktu widzenia dogodności zastosowania do świec nieekranowanych. Opisuje wielkie trudności przy produkcji tychże, które jednak zostały opanowane.

W dalszej dyskusji głos zabierali *inż. Hirszbandt, Struszyński* i inni, przy czym omawiano możliwość zastosowania półprzewodników jako materiału dla ekranu, jak np. żelaza, podając uzasadnienie tego rozwiązania.

W sprawie przesunięcia widma zaburzeń wyjaśnia prelegent, iż zaburzenia, wywołane przez przeskoki iskrowe, promieniowane przez różnej wielkości części metalowe płatowca, są praktycznie nie do ujęcia. Jedynymi sposobami zamknięcia dróg ich promieniowania są ekrany i filtry.

Akcesoria silnikowe (wrażenia z podróży do Anglii i Francji) wygłosił dnia 30 kwietnia 1937 r. inż. Józef Rzeczycki.

Tematem odczytu był przegląd wytwórni, zwiedzonych przez prelegenta podczas jego pobytu za granicą wraz z podaniem ich zakresu produkcji i krótkich opisów ciekawszych akcesorii.

Firma Hobson, na której opiera się przede wszystkim zaopatrzenie lotnictwa angielskiego w gaźniki, dzieli się na dział studiów w Londynie i wytwórnię seryjną w Wolverhampton. Ta ostatnia jest wyposażona bardzo nowocześnie i przygotowana do produkcji dużych serii. Prelegent podaje krótki przegląd poszczególnych działów wytwórni i jej organizacji, zatrzymując się dłużej na opisie urządzenia do prób gotowych gaźników, eliminującego potrzebę próbowania ich na silnikach lotniczych. Ponadto zapoznaje obecnych z nowszymi konstrukcjami firmy Hobson, odznaczającymi się zautomatyzowaniem sterowania zarówno ciśnienia ładowania jak i składu mieszanki.

Wytwórnia gaźników S.U. w Birmingham opiera swoją produkcję na gaźnikach samochodowych, wykonywując gaźniki lotnicze jedynie w bardzo ograniczonych ilościach. Dłuższe próby w locie mają za sobą jedynie gaźniki dla silnika Rolls-Royce „Merlin" oraz gaźniki, użyte podczas przelotu samolotu Airspeed-Envoy na trasie Londyn — Cape Town. Gaźniki tej firmy są całkowicie zautomatyzowane, to znaczy z wbudowaną regulacją ciśnienia ładowania i składu mieszanki. Wadą niektórych typów tych gaźników jest zła praca na wysokości, gdzie występuje w pewnych wypadkach gwałtowne wzbogacenie mieszanki. Prelegent opisuje konstrukcję gaźnika S.U., odznaczającą się wielką pomysłowością i prostotą. Wytwórnia jest zaopatrzona w instalację do prób gaźników, różniącą się cokolwiek od instalacji Hobsona.

Wytwórnia Amal w Birmingham zdobyła sobie znaczenie w lotnictwie przede wszystkim dzięki wytwarzaniu przepływomierzy i przyrządów do cechowania dysz. Prelegent opisuje technikę cechowania tych przyrządów, zaznaczając że cechowanie dysz wzorcowych jest przeprowadzane przez National Physical Laboratory. Dotyczy to zresztą wszystkich

dysz wzorcowych, używanych przez pomocniczy przemysł angielski. Ponadto firma Amal wytwarza poza licznymi akcesoriami samochodowymi lotnicze pompy paliwowe oraz gaźniczki do małych silniczków lotniczych.

Podczas wizyty w firmie Bristol prelegent zapoznał się z metodami badania pomp paliwowych i olejowych jak również z postępami w dziedzinie świec lotniczych. Podaje dodatnie wyniki, uzyskane przez firmę Bristol z nową świecą K.L.G. o elektrodach bocznych średnicy 0,5 mm, wykonanych ze stopu irydo-platynowego.

Opis pobytu we Francji prelegent rozpoczyna od wytwórni Zenith, posiadającej dział doświadczalny w Paryżu oraz dział produkcji seryjnej w Lyonie. Firma ta jest obec nie połączona z francuskim Strombergiem, przy zachowaniu wszakże pewnej niezależności między konstruktorami obu wytwórni. Prelegent opisuje nowsze konstrukcje Zenitha, posiadające wspólną dziś wszystkim nowoczesnym gaźnikom cechę: samoczynną regulację ciśnienia ładowania i składu mieszanki. Niezależnie od tego Zenith wytwarza oddzielne regulatory obu typów, mogące znaleźć zastosowanie do gaźników, pozbawionych tych urządzeń. Zenith wytwarza również gaźniki bezpływakowe, znajdujące zastosowanie do lotów odwróconych.

Wytwórnia Bronzavia rozporządza wielkimi zakładami o dużym zakresie produkcji: gaźniki lotnicze, całkowicie zau tomatyzowane i bez regulacji, oddzielne automaty ciśnienia ładowania i składu mieszanki, hamulce śmigieł, tłumiki, inhalatory i szereg innych. Wytwórnia objawia wielką żywotność, co się wyraża w szybkim opanowaniu rynku i wielkiej pomysłowości i nowoczesności konstrukcji. Między innymi wszystkie silniki Gnome-Rhone wystawione na ostatnim salonie paryskim były zaopatrzone w gaźniki tej firmy.

Firma Solex pracuje dla Hispano-Suizy, uchylając się od bezpośredniej sprzedaży swoich produktów. Produkowane przez nią gaźniki znajdują zastosowanie zarówno do silników gwiazdowych jak i szeregowych, wytwarzanych przez wymienioną firmę. Gaźniki do silników gwiazdowych są całkowicie samoczynne. Ponadto prelegent zapoznał się z wynalezionym przez Solexa mikrometrem pneumatycznym, urządzeniem charakteru warsztatowego, pozwalającym wszakże na osiągnięcie dokładności, zarezerwowanych dotychczas dla metod pomiaru o charakterze ściśle naukowym.

Wytwórnia silników lotniczych Lorraine popróbowała również sił na polu produkcji gaźników lotniczych przez zbudowanie gaźnika, będącego przeróbką konstrukcji Stromberga z zastosowaniem zmienionej pompy przyspieszającej.

W dziedzinie akcesorii firma Gnome-Rhone wykazała się zbudowaniem regulatora ciśnienia ładowania własnej konstrukcji oraz rozrusznika do silników dużej mocy, jednak o napędzie bezpośrednim a nie bezwładnościowym, jak zazwyczaj.

Ze względu na spóźnioną porę dyskusji po odczycie nie było.

Wrażenia z Międzynarodowego Kongresu Badań Materiałów w Londynie wygłosił dnia 7 maja 1937 r. dr. inż. Jarosław Naleszkiewicz.

Odczyt ten w obszernym streszczeniu podajemy wraz z dyskusją na str. 140 — 143 niniejszego numeru.

ULGOWA PRENUMERATA „SPAWANIA I CIĘCIA METALI"

Z dniem 1 kwietnia r. b. prenumerata miesięcznika „Spawanie i Cięcie Metali" dla członków Związku Polskich Inżynierów Lotniczych została obniżona z 5 zł. na 2 zł. kwartalnie.

Czasopismo, prowadzone w głównej swej treści na poziomie inżynierskim, omawia aktualne zagadnienia z dziedziny spawania acetylenowego, elektrycznego i cięcia tlenem, a ponadto w dziale z „Praktyki spawacza" zamieszcza wskazówki praktyczne dla spawaczy, opisy robót wykonanych i t. p.; obfity przegląd prasy spawalniczej całego świata i kronika uzupełniają treść czasopisma, które w roku bieżącym rozpoczęło X rok swego istnienia. Adres Redakcji: Warszawa, Zgoda 10.

X-LECIE
ZRZESZENIA POLSKICH PRZEMYSŁOWCÓW LOTNICZYCH

OD REDAKCJI

Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych rozpoczęło przed niecałym miesiącem drugi dziesiątek lat swego istnienia. Dziesięć lat, okres niewele stosunkowo znaczący w całokształcie ludzkich działań, w rozwoju szybko naprzód kroczącego lotnictwa odgrywa poważną rolę, tym bardziej zaś w rozwoju młodego lotnictwa polskiego. Dlatego jubileusz X-lecia, mało godny uwagi w historii przeciętnej instytucji czy grupy, dla Zrzeszenia posiada niepoślednie znaczenie. Niestety, powody, przedstawione w dalszym ciągu, uniemożliwiły zapoznanie ogółu ze szczegółowymi wynikami owocnej działalności tej instytucji i zmusiły do jak najdalej idącego ograniczenia poczynań, które by ten jubileusz uświetniły.

Również i udział naszego pisma w uczczeniu X-lecia Zrzeszenia nie mógł być dostosowany do znaczenia chwili. W miejsce specjalnego numeru ograniczyliśmy się do poświęcenia Zrzeszeniu skromnej stosunkowo części niniejszego zeszytu. Nie jest miejsce w tym redakcyjnym wstępie wymieniać szczegółowo zasługi i osiągnięcia Zrzeszenia w dotychczasowym okresie jego pracy — czytelnik, nie zdający sobie z nich sprawy, a takich jest chyba niewielu, zapozna się z nimi z umieszczonej w dalszym ciągu notatki. Tu pragniemy natomiast szczególnie wyraźnie podkreślić jedną, wybitną, zasługę tej instytucji, a mianowicie jej udział w stworzeniu i utrzymaniu naszego pisma.

Poparcie, okazywane naszemu pismu przez Zrzeszenie i jego członków, ma swoją historię. Poparcie to, udzielane Technicznym Nowościom Lotniczym od początku ich istnienia, umożliwiło położenie podwalin pod późniejszy organ Z.P.I.L. Przez stanowisko swoje w stosunku do naszych poczynań, tak pełne życzliwości i zrozumienia dla ich wagi, Zrzeszenie spełniło niezmiernie doniosłą dla rozwoju polskiego piśmiennictwa lotniczego rolę, za co należy mu się ze strony polskiej techniki lotniczej głęboka wdzięczność; wyrazicielami tej wdzięczności staniemy się przede wszystkim my, składając Zrzeszeniu serdeczne podziękowanie za jego dotychczasowe poparcie.

Kończąc, składamy Zrzeszeniu serdeczne życzenia dalszego pomyślnego rozwoju, tak potrzebnego naszemu lotnictwu.

NA X-LECIE

W kwietniu roku bieżącego minęło lat dziesięć od chwili utworzenia „Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych". Jest zwyczajem, iż w podobnych okolicznościach Związek branżowy, jakim jest Zrzeszenie, zdaje sprawozdanie ze swej działalności, oraz z celniejszych osiągnięć swych członków, przy czym niepoślednią rolę

odgrywają zazwyczaj porównania cyfrowe, tablice lub wykresy ilustrujące przebyte etapy rozwoju.

Jest rzeczą oczywistą, iż ze względu na specjalny charakter przemysłu lotniczego, którego głównym zadaniem jest obsłużenie w zakresie sprzętu potrzeb Siły Zbrojnej, należy w danym wypadku od wyżej wspomnianego szablonu odstąpić. Zadowolnimy się tedy pewnymi stwierdzeniami natury ogólnej. I tak:

1. W roku 1927 znaczna część, jeżeli nie większość płatowców, noszących nasze znaki, tak wojskowe jak i cywilne, była pochodzenia zagranicznego, te zaś, które zostały wykonane w kraju, przedstawiały kopie licencyjne wytwórni cudzoziemskich i stanowiły wobec tego prawie z reguły typy cokolwiek przestarzałe. Do budowy tych płatowców przemysł nasz sprowadzał znaczną część materiałów i akcesoryj z poza granic państwa. Dziś w roku 1937 za wyjątkiem paru najnowocześniejszych maszyn komunikacyjnych, importowanych ze Stanów Zjednoczonych A. P., wszystkie polskie maszyny, tak wojskowe jak i cywilne, są własnej konstrukcji i krajowego wykonania, opartego prawie wyłącznie na krajowych materiałach i akcesoriach.

2. W roku 1927 lotnictwo polskie zmuszone było importować zza granicy sporo sprzętu gotowego oraz półfabrykatów — eksport lotniczy nie istniał. Dziś, po latach 10-ciu przemysł lotniczy polski jest, jeżeli chodzi o bilans handlowy, aktywny, przy czym nie bez znaczenia jest okoliczność, że uzyskiwane ceny, poza pokryciem wszystkich kosztów, dają słuszny zysk przemysłowy, a dumping w tej dziedzinie eksportu nie istnieje.

3. Wspaniałe osiągnięcia sportowe asów polskiego lotnictwa, którymi słusznie cała Polska może się chlubić, dokonane zostały na własnym sprzęcie, pomyślanym i wykonanym przez polskiego inżyniera i robotnika, w polskim warsztacie przemysłowym.

Jeżeli młody nasz przemysł, realizując w zakresie wytwórczości sprzętu zadania ogólne, nakreślone i polecone mu przez władze lotnicze, poszczycić się może wyżej wspomnianymi osiągnięciami, to nie da się zaprzeczyć, iż do dzieła tego, obok zasługi czynników planujących i zleceniodawczych, rzetelnej pracy samego przemysłu, wysiłków organów badawczych i opiniodawczych, poparcia instytucyj, których celem jest propaganda i uświadomienie społeczeństwa w zakresie lotnictwa, wreszcie atmosfery gorącej sympatii, jaką cały kraj swoje lotnictwo otacza — cegiełkę swoją dołożyło także i Zrzeszenie, łącząc i cementując we wspólnej organizacji cały przemysł lotniczy, tak państwowy jak i prywatny.

Jednak osiągnięcia dotychczasowe na tle piorunującego rozwoju techniki lotniczej, jakiego świadkami jesteśmy w latach ostatnich, i w świetle coraz to potężniejszego, nie spotykanego w dziejach tempa zbrojeń na całym świecie, przedstawiają się, trzeba to wyraźnie powiedzieć, zgoła niewystarczająco. W ciągu lat najbliższych czeka polski przemysł lotniczy ogromny wysiłek i ogromna praca.

Wszyscy muszą „chwycić za sznur, by podciągnąć Polskę wzwyż"; w tym sznurze symbolicznym nie na ostatnim, sądzimy, miejscu, znajduje się splot zagadnień lotniczych. Ich szybkie i pomyślne rozwiązanie, jeżeli chodzi o sprawy przemysłowe, możliwe jest tylko na drodze jak najpełniejszego wykorzystania każdej rzetelnej inicjatywy, każdego warsztatu przemysłowego, pragnącego i mogącego poświęcić się produkcji lotniczej, każdego uzdolnienia i każdej dobrej woli.

Wierzymy, iż organizacją, która skupiając w zgodnym wysiłku przedsiębiorstwa lotnicze, tak państwowe jak i prywatne, wytworzy w następnym dziesięcioleciu liczny i na wysokim poziomie stojący zastęp przemysłowców lotniczych, jest i pozostanie Zrzeszenie.

Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych.

NOWE WYDAWNICTWA

MECHANIKA TECHNICZNA przez dr. inż. Stefana Neumarka. Podręcznik dla szkół zawodowych. Tom I. Stron VIII + 327 formatu A 5, rysunków 317. Warszawa 1937, nakładem Towarzystwa Kursów Technicznych. Skład główny w księgarni „Trzaska, Ewert i Michalski". Cena zł. 12.00.

W rozdziale I tej książki podane są podstawowe wiadomości o siłach i ruchu ciał oraz omówione są trzy zasady Newton'a; dalsze rozdziały książki poświęcone są statyce. Znajdzie tu czytelnik omówienie składania, rozkładania i równowagi sił, sił tarcia, środków ciężkości i t. d., a w końcu obszerny rozdział poświęcony maszynom i mechanizmom prostym oraz ich zespołom, traktowanym z punktu widzenia statyki.

Podręcznik przeznaczony jest zasadniczo do użytku w szkołach technicznych typu średniego. Pragnąc jednak uczynić go „elastycznym", autor rozszerzył zakres przeznaczony dla tych szkół przez uzupełnianie tekstu (petitem) ustępami trudniejszymi, odpowiadającymi wyższemu szczeblowi nauczania, w ten sposób, by książka mogła służyć jako podręcznik dla mających powstać liceów technicznych i mogła być użyta również na niektórych wydziałach politechnik.

Przy pisaniu książki autor niemal zupełnie usunął matematykę wyższą, a przez cały czas wykładu starał się większość pojęć i twierdzeń omówić poglądowo na przykładach z życia codziennego, przy czym wykład nie stracił na ścisłości. Książka zawiera bardzo dużą ilość, bo 294 dobrze dobranych przykładów (zadań), najczęściej z podanymi odpowiedziami lub wskazówkami, ułatwiającymi rozwiązanie. Wiele z tych przykładów posiada charakter techniczny.

Szata zewnętrzna książki jest bez zarzutu; wyraźne rysunki i poprawny skład wzorów przyczyniają się do przejrzystości wykładu. *T. Z. C.*

NOMOGRAFIA przez inż. Bolesława Konorskiego. Str. VIII + 328, formatu A 5 z 270 rysunkami i 18 tablicami. Warszawa 1937. Nakładem Towarzystwa Kursów Technicznych. Skład główny w księgarni „Trzaska, Ewert i Michalski". Cena zł. 14.00.

Jest to pierwszy polski podręcznik nomografii, stanowiący nowy etap rozwoju polskiego piśmiennictwa technicznego z dziedziny najbardziej zaniedbanej, jaką u nas jest matematyka stosowana. Dzięki brakom naszej literatury w tej dziedzinie, inżynierowie polscy tracili nieraz setki godzin rocznie na żmudne obliczenia, które wielokrotnie musieli powtarzać, zamiast uprościć sobie tę pracę metodami nomograficznymi. Bezpośrednie potrzeby piśmiennictwa polskiego w tym zakresie sprowadzałyby się na razie może raczej do podręcznika krótkiego, traktującego o najprostszych i najczęściej używanych nomogramach, przeznaczonych dla

bezpośredniego zastosowania w praktyce przez szerokie rzesze mało jeszcze z tą dziedziną obznajmionych inżynierów i techników. Tymczasem „Nomografia" inż. B. Konorskiego poszła w innym nieco kierunku. Jak na pierwszy polski podręcznik z tej dziedziny jest on może zbyt obszerny i wyczerpujący w dwóch mianowicie działach krańcowych, pierwszym i ostatnim. Dzięki temu otrzymuje się zbytnie przeładowanie materiałem, w pierwszej części przeważnie znanym, w ostatniej zaś — często zbędnym dla przeciętnego praktyka, a zbyt szczupłym dla specjalizującego się w tej dziedzinie nomografa. To też trudno sprecyzować ścisłe przeznaczenie tej książki, czy dla jakiegoś kursu technicznego, (wówczas bowiem byłaby zbyt obszerną), czy też jako wyczerpujący podręcznik źródłowy dla specjalistów; w tym drugim wypadku brak szczegółowej klasyfikacji nomogramów, zwanych przez autora „drabinkowymi", oraz ogólnych twierdzeń czyni ją niezupełną. Dla kursów technicznych lub wykładów na Politechnice ostatnie rozdziały, mało w takiej objętości potrzebne, zbytecznie podrażają wydawnictwo.

Za granicą istnieją dwa wyraźne typy podręczników nomografii, stosownie do tych dwóch typów, jakich potrzeba nasuwa się w praktyce (choć zdarzają się niekiedy i podręczniki o typie przejściowym). Nie można jednak choć częściowo nie zgodzić się z autorem, który w przedmowie stwierdza, iż charakter pośredni swego podręcznika obrał celowo, przypuszczając, że książka jego przez dłuższy jeszcze zapewne czas pozostanie jedyną pracą z tej dziedziny w języku polskim i musi przeto być obszerniejsza od podręczników, przeznaczonych tylko do rozwiązywania najprostszych i najpospolitszych zadań nomografii.

Podręcznik jest wydany poprawnie i starannie, jednakże przydałaby się króciutka errata, zwłaszcza dla początkujących, uwzględniająca pewne drobne niezgodności między oznaczeniami w tekście i na rysunkach. Do wspólnych wad z innymi podręcznikami zagranicznymi należy brak rozdziału, traktującego krytycznie i wyraźnie o wyborze typu nomogramu z pośród bardzo wielkiej ilości podanych rozwiązań (zwłaszcza dla najprostszych zależności).

Wyjątek stanowi tu doskonała analiza porównawcza zalet i wad nomogramów drabinkowych i kartezjańskich.

Podręcznikowi temu należy życzyć jak najszerszego rozpowszechnienia, gdyż na to ze wszech miar zasługuje. Mamy nadzieję, że rozpocznie on w Polsce cały szereg dalszych podręczników i prac oryginalnych w dziedzinie matematyki stosowanej. *J. N.*

GALWANOTECHNIKA przez inż. K. Puchałę. Podręcznik galwanicznego platerowania, chemicznego barwienia i polerowania metali. Wydanie drugie. 373 strony z 66 ilustracjami w tekście. Warszawa 1937. Cena w oprawie 12 zł.

W ramach niewielkiego tomu autor zapoznaje z nowoczesnymi metodami uszlachetniania powierzchni metali przez pokrywanie ich warstwą ochronną, nadającą podłożu odporność na korozję, pożądane własności mechaniczne lub estetyczny wygląd.

Najobszerniej potraktowany jest dział pokrywania metalami przy użyciu prądu. Opisy stosowanej do tego celu aparatury, wskazówki, dotyczące celowego urządzenia galwanizerni, przedstawiony przebieg obróbki metalu przed galwanizacją, w toku procesu i wykańczania powłoki oraz przegląd warunków pracy dla poszczególnych metali — wyczerpują praktyczną stronę zagadnienia. W sposób mniej szczegółowy uwzględnione zostały niektóre metody pokrywania ochronnego bez użycia prądu oraz galwanoplastyka. Znajduje się tu również zestawienie własności chemikalii, używanych do omawianych procesów oraz praktyczne wskazówki, dotyczące udzielania pierwszej pomocy w wypadkach zatrucia lub oparzenia w warsztacie galwanicznym (opracował dr. Piekut).

Autor postawił sobie jako zadanie dostarczenie podręcznika technikowi warsztatowemu. Należy stwierdzić, że się z niego wywiązał. „Galwanotechnika" nie wgłębia się w teoretyczną stronę procesów; z konieczności tylko wspomina o teorii Arrhenius'a (nie Arrchenius'a! — oczywiście to tylko niedostrzeżona pomyłka druku, ale razi), lub definiuje jednostkę stężenia jonów wodorowych; podaje natomiast szereg prostych wzorów i tablic z liczbowymi danymi, ułatwiających racjonalne ustalenie warunków pracy. Godnym podkreślenia jest, że podręcznik nie zawiera tylko zbioru wiadomości, encyklopedycznie charakteryzujących poszczególne procesy — przeciwnie: omawiając je, autor uprzedza o możliwości popełnienia błędów w trakcie ich przeprowadzania i daje rady, jak usunąć ich skutki (np. niklowanie, chromowanie), co posiada z punktu widzenia wydajności warsztatu zasadnicze znaczenie.

W stosunku do wydania poprzedniego obecne zostało wygładzone i rozszerzone (głównie obróbka mechaniczna i chemiczna oraz powłoki niemetaliczne); w następnym należałoby usunąć pewne niewielkie sprzeczności, które, wynikając z dwukierunkowego podejścia do tego samego zagadnienia, dezorientują nieco czytelnika. Dla przykładu: w celu uniknięcia pozostawania odpadków z anod niklowych autor zaleca zawieszanie ich w wannie w ten sposób, aby górna krawędź zanurzona była w kąpieli, a dolna znajdowała się powyżej dolnej krawędzi niklowanych przedmiotów; zaraz poniżej przestrzega natomiast przed całkowitym pogrążaniem anod w kąpieli, ponieważ w takich warunkach opadają one na dno wanny po przegryzieniu zawieszadeł, oraz komunikuje, że dla normalnego przebiegu niklowania koniecznym warunkiem jest, aby anody były dłuższe niż powlekane przedmioty (str. 164). Jak to pogodzić?

Na tle pustki, panującej w odpowiedniej dziedzinie polskiej literatury fachowej, tym wyraźniej uwypuklają się zalety „Galwanotechniki". Dla przemysłu lotniczego jest ona interesująca ze względu na omawianie szeregu metod znajdujących zastosowanie w fabrykach lotniczych. *H. P*

ERRATA

W zamieszczonej w poprzednim zeszycie „Technicznych Nowości Lotniczych" na str. 110 i 111 recenzji z książki „Beiträge zur Flugtechnik" należy poprawić następujące pomyłki druku:

str. 110, szpalta 2, wiersz 3 od dołu: zamiast „navier-stokes'a" powinno być „Navier-Stokes'a";

str. 111, szpalta 1, wiersz 26 od góry: zamiast „posekcyjne" powinno być „korekcyjne";

str. 111, szpalta 1, wiersz 37 od góry: zamiast „2—3 km" powinno być „2—3 k. m." (a więc nie kilometry, a karabiny maszynowe).

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18.00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi (rozrachunek Nr. 283), wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. **Redaktor odp.:** TADEUSZ STAWIŃSKI

REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6. tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3780 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka. Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59